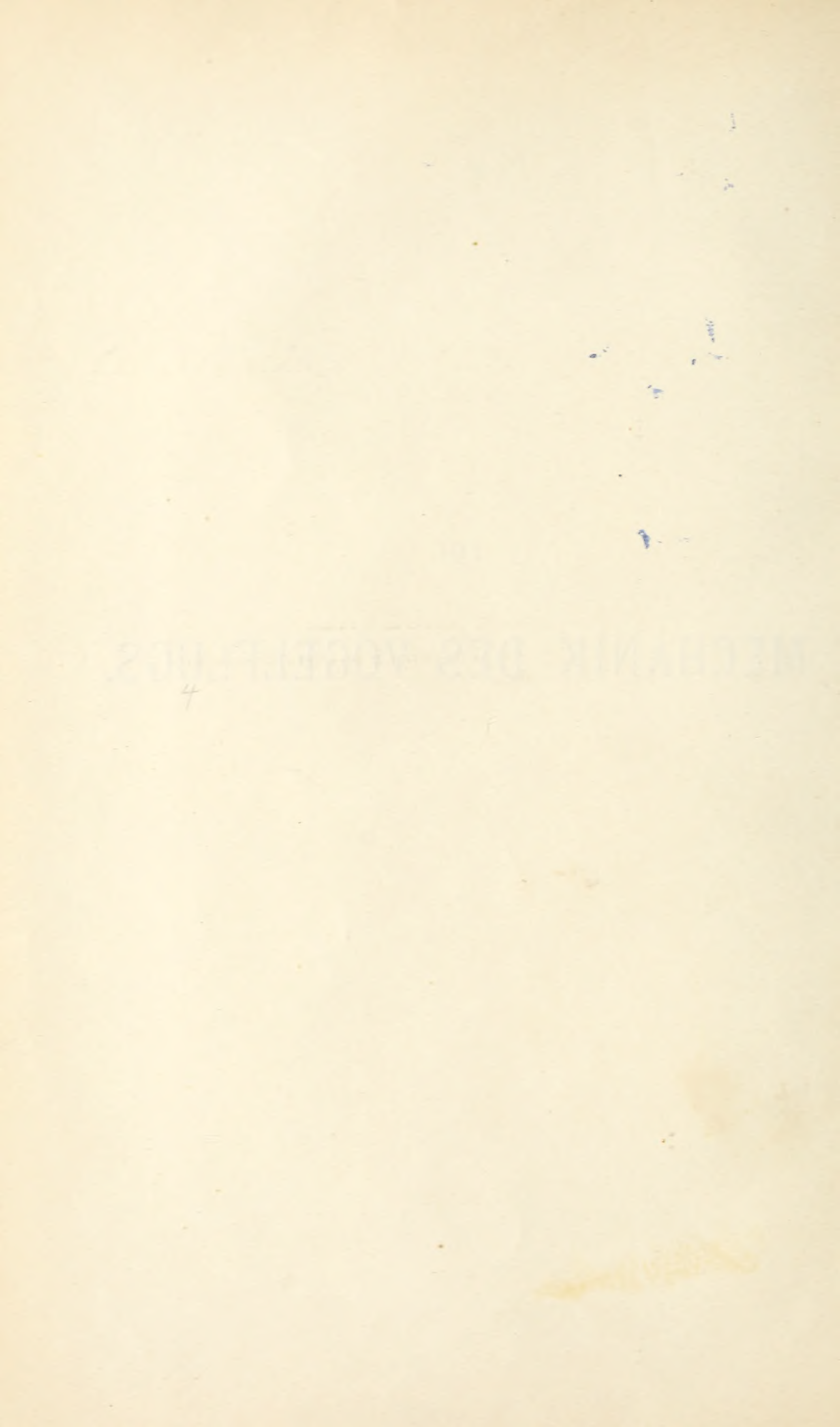




DIE

MECHANIK DES VOGELFLUGS.



DIE
MECHANIK DES VOGELFLUGS.

VON

A. VON PARSEVAL,

SECONDLIEUTENANT IM KÖNIGL. BAYER. 3. INFANTERIE-REGIMENT
PRINZ KARL VON BAYERN.

MIT 3 TAFELN UND 6 TEXT-ABBILDUNGEN.

WIESBADEN.

VERLAG VON J. F. BERGMANN.
1889.

Druck der königl. Universitäts-Druckerei von H. Stürtz in Würzburg.

Inhalts-Verzeichniss.



Einleitung.

Seitdem sich Menschen mit der Erfindung des lenkbaren Luftschiffes beschäftigen, sind schon viele geistreich ausgedachte und mit grossen Geldopfern unternommene Versuche ohne nennenswerthen Erfolg gescheitert. Gleichwohl reizt das Problem den menschlichen Scharfsinn so mächtig, und die Erfinder machen sich so weitgehende Hoffnungen in Bezug auf die wirthschaftlichen und sozialen Folgen einer solchen Errungenschaft, dass immer neue Projekte in dieser Richtung auftauchen.

Wirklichen Werth hätte die Erfindung, vorausgesetzt, dass sie möglich ist, zunächst für die Wissenschaft und das Kriegswesen. Das lenkbare Luftschiff könnte zu wissenschaftlichen Reisen, im Kriege zum Nachrichtenwesen, zur Erkundung der Stellung und Bewegungen des Feindes benützt werden und würde allerdings, besonders in letzterer Beziehung, eine so grosse Bedeutung gewinnen, dass die ausdauernden Anstrengungen zur Erreichung des erstrebten Zieles wohl gerechtfertigt erscheinen.

Der Grund der verhältnissmässigen Geringfügigkeit der bisherigen Erfolge liegt nun zwar hauptsächlich in den grossen technischen Schwierigkeiten des Problems. Unleugbar ist aber hierin auch die wissenschaftliche Forschung nicht so weit vorgeschritten, um der Praxis genügende Anhaltspunkte zu bieten.

In dieser Richtung sucht die vorliegende Arbeit einen Beitrag zu leisten, indem sie die vollkommenste der existirenden Flugmaschinen, den Flugapparat der Vögel, speziell der grösseren Flieger analisirt.

Die Ziele der Untersuchung sind:

1. Erklärung der Flugmaschine des Vogels nach ihrer Zusammensetzung und Wirkungsweise.

2. Feststellung der Bedingungen, unter denen die Flugarbeit ein Minimum wird und Schätzung derselben für bestimmte Vogelarten mit möglichster Genauigkeit.

Hierdurch soll ein Urtheil gewonnen werden, in wie weit eine technische Nachahmung des Apparates möglich erscheint, welches die Bedingungen der Arbeits-Ersparniss für aërodynamische Apparate überhaupt sind und welche Vor- und Nachtheile die bestehenden Systeme in dieser Beziehung haben.

Der zweite Theil hätte den Gegenstand einer besonderen Veröffentlichung zu bilden; für jetzt soll ausschliesslich von der Mechanik des Fluges die Rede sein.

Die vorhandenen Werke über den Flug der Vögel sind meist von Physiologen verfasst und tragen dem Standpunkte des Mathematikers nicht immer vollständig Rechnung. Unter der Menge kleinerer Artikel, die in verschiedenen Fachzeitschriften von Technikern veröffentlicht wurden, findet sich deswegen verhältnissmässig wenig brauchbares Material, weil gewöhnlich der Versuch gemacht wird, nach einer vorgefassten Theorie die Naturerscheinungen zu erklären, anstatt umgekehrt die Theorie den beobachteten Thatsachen anzupassen. Es ist auch nicht zulässig, aus der Menge der Flugphänomen eines oder das andere als Beweis für irgend eine Meinung herauszugreifen und die entgegenstehenden Erscheinungen zu vernachlässigen.

Die hauptsächlichsten der benützten Werke sind:

1. Pettrigrew, „Ueber die Ortsbewegung der Thiere", ein Buch, das mir die abfällige Kritik Strassner's zu verdienen scheint, das aber schätzenswerthe Naturbeobachtungen enthält.

2. Marey's „la machine animale". Von grossem Interesse sind die hier beschriebenen, wenn auch nicht einwandfreien Experimente, sowie die Veröffentlichungen Marey's aus dem Gebiete der Moment-Photographie.

3. Strassner's „Flug der Vögel", ein Werk, das die bisherigen Kenntnisse der Flugbewegung zusammenstellt, aber dem eigentlichen Kern, der Frage nach der Grösse der Flugarbeit, doch nicht wesentlich näher rückt.

4. Prechtl's „Untersuchungen über den Flug der Vögel", ein älteres Werk, das eine vorzügliche Beschreibung des natürlichen Flugapparates enthält, dessen Mechanik des Flügels aber, wie auch Strassner nachweist, als missglückt bezeichnet werden muss.

5. Mouillard's „l'empire de l'air, essai d'ornithologie, appliquée à l'aviation", das Werk eines langjährigen, scharfen und liebevollen Naturbeobachters, dem allerdings eine genügende mechanische Bildung fehlt.

Von kleineren Schriften ist weitaus die wichtigste, mir zu Gesicht gekommene, Müllenhoff's „Ueber die Grösse der Flugflächen" und „Ueber die Grösse der Flugarbeit".

Ferner sind zu erwähnen die Arbeiten Kargl's über den Vogelflug und Wellner's „Ueber die Möglichkeit der Luftschifffahrt". Endlich noch die Arbeiten Lössl's und Recknagel's über den Luftwiderstand.

Der Vollständigkeit des Bildes halber, und weil ausser dem Zusammenhang vieles schwer verständlich sein würde, musste auch manches Altbekannte mit aufgenommen werden. Doch scheint bei der vielfach über den Gegenstand herrschenden Unklarheit eine exakte Formulirung auch der bekannteren Grundsätze nicht ganz überflüssig.

I. Kapitel.

Definitionen. Die Form der Bewegung.

§ 1. Bestandtheile des Vogels. Definitionen.

Bevor wir in die eigentliche Untersuchung eintreten, muss eine kurze Beschreibung des Vogels und die Definition der am häufigsten vorkommenden Begriffe vorangehen.

Wie alle Wirbelthiere besteht der Vogel aus zwei symmetrischen Seitenhälften. Die Vertikal-Ebene, in Bezug auf welche die Maschine symmetrisch gebaut ist, heisst „Flug-Ebene".

In Folge der symmetrischen Anordnung und Bewegung der beiden Körperhälften giebt es für jede auf die eine Hälfte wirkende äussere oder innere Kraft eine symmetrisch gerichtete gleich grosse bei der andern Hälfte. Die Resultante zweier solcher Kräfte fällt in die Flug-Ebene, d. h. die beim Fluge geradeaus wirksamen Kräfte haben jederzeit eine in der Flug-Ebene liegende Resultante.

Die Hauptbestandtheile des Vogels sind:

1. Rumpf mit Kopf und Schweif, 2. die Flügel.

Der Rumpf ist meist länglich, im Querschnitt nur wenig breiter als dick und verjüngt sich etwas nach hinten.

Vorn und oben am Rumpfe, an einem meist sehr gelenkigen, oft auffallend langen und biegsamen Halse sitzt der Kopf, am hinteren Ende des Rumpfes der Schweif.

Der wichtigste Theil des Flug-Apparates sind die Flügel. Die Flügel sind um eine horizontale Mittellage oscillirende Flächen von der Beschaffenheit, dass sie bei ihrer Bewegung auf der Unterseite den grösstmöglichen, an den Oberseite den kleinstmöglichen Luftwiderstand hervorrufen. Sie sind seitlich so angeheftet, dass in der Horizontalstellung ihre Oberseite sich mit der Rückenfläche des Rumpfes ungefähr vergleicht.

Ihre Niederbewegung heisst „Schlag", die Aufwärtsbewegung heisst „Hebung" oder „Rückschlag". Schlag und Hebung zusammen bilden eine „Flügelschwingung".

Die Peripherie-Geschwindigkeit eines um die Einheit von der Dreh-Achse entfernten Punktes des Flügels heisst „Hebungs-" bezw. „Schlag-Geschwindigkeit des Flügels". Unter Hebungs-, bezw. Schlag-Geschwindigkeit eines Punktes versteht man dessen Peripherie-Geschwindigkeit.

Steht der Flügel höher als Horizontalstellung, so ist er „hochgeführt" (in der Hochführung), steht er tiefer, so ist er „tiefgeführt" (in der Tiefführung).

Die jeweilige Winkel-Entfernung des Flügels von der Horizontalstellung heisst sein „Ausschlag".

Der Maximal-Ausschlag nach oben und unten während einer Flügelschwingung heisst „Hoch-", bezw. „Tiefstand".

Der Winkel zwischen Hoch- und Tiefstand heisst „Schlag-Winkel".

Der Flügel berührt den Vogelleib mit einer annähernd geradlinigen Seite, seiner „Basis", im übrigen ist er krummlinig begrenzt.

Die Verbindungslinie des Flächenmittelpunktes des Flügels mit der Mitte der Basis heisst „Längslinie" des Flügels.

Eine durch die Drehachse und die Längslinie gelegte Ebene heisst „Widerstands-Ebene" des Flügels.

Der Schnitt einer senkrecht zur Flügellängslinie durch den Flügel gelegten Ebene heisst ein „Profil" des Flügels.

Der Winkel eines Profils mit einer durch dasselbe gehenden, zur Flug-Ebene parallelen Horizontalen heisst „Profil-Winkel". Liegt hierbei der vordere Rand höher als der hintere, so ist das Profil „aufgedreht". Liegt der hintere Rand höher als der vordere, so ist es „abgedreht".

Der Schweif regulirt die Winkelstellung der Längen-Achse des Vogels zur Bahn im vertikalen Sinn und gegen seitwärts. Er besteht aus einer am Hintertheil befestigten, schwach aufgedreht liegenden Platte.

Da er eine Eigenbewegung während des Fluges nicht macht, vielmehr sammt Rumpf und Kopf als starres Ganze gegen die Luft gezogen wird, somit als Drachenfläche wirkt, so hat man Schweif und Unterfläche des Rumpfes „passive Flächen" genannt, zum Unterschied von den aktiv thätigen Flügelflächen.

Jede durch den Flug-Apparat hervorgebrachte Bewegung des Vogels in der Luft heisst „Flug".

„Normalflug" ist eine gleichmässige horizontale Fortbewegung, wobei der Apparat mit bestimmungsmässiger Geschwindigkeit und Kraft arbeitet.

Der Normalflug mit gleichmässigem Flügelschlag, der sog. „Ruderflug“, ist die einfachste und wie sich zeigen wird, ökonomischste Art des Fluges. Wir wählen ihn daher zunächst als Objekt unserer Untersuchung und betrachten die anderen Flug-Erscheinungen als Modifikationen desselben.

Hierbei macht nur das Schweben der Vögel eine Ausnahme, eine Bewegung, die, soweit sie nicht bloss ein verlangsamtes Fallen ist, nur aus der Mitwirkung der verschiedenen Luftströmungen erklärt werden kann.

§ 2. Schema der Flügelbewegung.

Bei Betrachtung der Flügelbewegung gehen wir von dem mathematisch einfachsten Fall aus und nehmen an:

1. Der Anheftungs-Punkt des Flügels schreite mit gleichmässiger Geschwindigkeit im Raume horizontal vorwärts.

2. Die Dreh-Achse des Flügels liege parallel zur Flugbahn, dessen Längslinie senkrecht zur Dreh-Achse.

Nun setzt sich die Bewegung eines bestimmten Punktes am Flügel zusammen aus seiner Schlaggeschwindigkeit und aus der Horizontal-Geschwindigkeit des Systems. Während der Flügel oscillirt, rückt die ganze Maschine horizontal im Raume fort. Figur 1 Tafel I versinnlicht die Bewegung. Die Drehungs-Achse des Flügels bewegt sich in einer Horizontalen von A gegen B, die stark ausgezogenen Linien bedeuten die jeweiligen Stellungen der Flügellängslinie. Die Kurve $\alpha\alpha$, ist die Bahn eines Punktes der Flügel-Mitte; $\beta\beta$, ist die Bahn der Flügelspitze. Die Dauer der Hebung ist gleich der halben Schlagdauer gesetzt, ein Verhältniss, das von M a r e y an Tauben wirklich registrirt wurde. Die Horizontal-Geschwindigkeit ist im Verhältniss zur Schlaggeschwindigkeit zu klein angenommen; in Wirklichkeit sind also die Bahnen der betrachteten Punkte gestreckter.

Es beschreiben somit die Profile des Flügels beim Fluge wellenförmige Bahnen, welche um so gestreckter werden, je näher der Drehachse die betrachteten Profile liegen und in der Drehachse in eine Gerade übergehen.

Denkt man sich diese auf einem Cylindermantel liegenden Bahnkurven in eine Ebene entrollt, auf die Flugebene projizirt und auf die Drehachse AB als Abscissenlinie bezogen (Figur 2 a), so sind die Erhebungen der verschiedenen Kurven über die Drehachse den Abständen der betrachteten Profile von der Drehachse proportional.

Der Winkel β, welchen die Tangente in einem Punkte der Kurve mit der Achse macht, heisst „An-“ bezw. „Absteigewinkel“ der Bahn.

Bezeichnet l den Abstand des gewählten Profils von der Drehachse, S die als eine Funktion der Zeit aufzufassende variable Schlaggeschwindigkeit, v die Horizontal-Geschwindigkeit, so ist

$$\operatorname{tg}\beta = l. \frac{S}{v}$$

In der Natur liegt die Drehungsachse des Flügels im Allgemeinen nicht horizontal, sondern bildet mit der Flugbahn einen bestimmten Winkel γ, was besonders deutlich bei kleineren Vögeln zu beobachten ist.

Dann ist $\operatorname{tg}\beta = \frac{l.\ S.\ \cos\gamma}{v + l.\ S.\ \sin\gamma}$

Fig. 2b zeigt den Einfluss einer solchen Schrägstellung. Beim Schlag werden die Aeste der Kurven etwas flacher, bei der Hebung steiler.

Nun ist aber die Horizontal-Geschwindigkeit nicht gleichmässig, auch die Flugbahn keine Gerade, vielmehr macht der Vogel, genauer gesagt der Anheftungspunkt des Flügels, Horizontal- und Vertikal-Schwankungen um einen gleichmässig und horizontal fortschreitenden Mittelpunkt.

Schwankungen in der Horizontal-Geschwindigkeit bewirken Ausbauchungen und Verschiebungen der Kurvenäste nach vor- und rückwärts. Diese Schwankungen wurden von Marey mittelst der Moment-Photographie gemessen und zeigten sich überraschend gross. Die innerhalb einer Flügelschwingung gemessene Maximal-Differenz in der Geschwindigkeit betrug 1·100 m. Indessen dürften wohl die aussergewöhnlichen Umstände, unter denen die photographirte Möve flog, die Hauptschuld hieran tragen. Beim ruhigen Normalflug sind die Schwankungen sicherlich weit geringer.

Vermöge der Vertikal-Schwankungen bewegt sich der Anheftungspunkt des Flügels entwender in dem der Flügelbewegung entgegengesetzten Sinne, und dann werden auch die der Drehachse zunächst liegenden Theile des Flügels in diese Bewegung hineingezogen und deren Bewegung in die entgegengesetzte verkehrt (Fig. 3); oder es werden, wenn die Schwankung im Sinne der Flügelbewegung erfolgt, die vertikal gerichteten Bewegungs-Komponenten sämmtlich um den gleichen Betrag vermehrt.

Der An- oder Absteige-Winkel eines bestimmten Profils wird hierbei erhalten aus der Gleichung:

$$\operatorname{tg}\beta = \frac{\text{Summe der vertikalen Bewegungs-Komponenten}}{\text{Summe der horizontalen Bewegungs-Komponenten.}}$$

Die Bahn des Flügel-Anheftungspunktes ist dann nicht gerade, sondern aus flachen, auf- und abwärts gekrümmten Bogen zusammengesetzt, und man kann sich die daraus entspringenden Aenderungen der

Kurven leicht vorstellen, wenn man sich die Cylinderachse der Figur und ebenso die Bahnkurven entsprechend auf- und abwärts verbogen denkt.

Die Vertikal-Schwankungen sind die grösseren und wichtigeren, weil sie auf den Luftwiderstand merklichen Einfluss haben; wir unterziehen sie daher zunächst der Untersuchung.

§ 3. Gleichgewicht der vertikalen Kräfte.

Die vertikalen Schwankungen hängen von den auf den Vogel wirkenden vertikalen Kräften ab. Dieselben sind die Schwere und die vom Flug-Apparat ausgeübte Hebekraft. Die Schwere wirkt während der ganzen Flugdauer mit gleichmässiger, die Hebekraft mit wechselnder Stärke. Während des Schlages hat die Hebekraft, während der Hebung die Schwere das Uebergewicht.

Nehmen wir zunächst an, dass die Hebekraft während des Flügelschlages ganz gleichmässig wirke und während der Hebung ganz aussetze.

Ferner sei: $T =$ Dauer der Flügelschwingung, $t_1 =$ Schlagdauer, $t_2 =$ Hebungsdauer: $\frac{T}{t_1} = n$, so dass $T = t_1 + t_2 = n \cdot t_1$. Die Zahl n giebt also das Verhältniss

$$\frac{T}{t_1} = \frac{\text{Schwingungsdauer}}{\text{Schlagdauer}} = \frac{\text{Wirkungsdauer der Schwere}}{\text{Wirkungsdauer der Hebekraft}}.$$

Sie heisst „Intermissions-Koeffizient".

Damit nun Gleichgewicht bestehen könne, müssen sich die Kräfte umgekehrt verhalten, wie die Zeiten ihrer Wirkung; es muss sein: $H : G = T : t_1$ oder $H = G \cdot \frac{T}{t_1} = n \cdot G$, wo $H =$ Hebekraft, $G =$ Gewicht des Vogels.

Dann ist die Geschwindigkeit nach abwärts, welche der Flugkörper allein durch die Schwere nach Verfluss der Flügelschwingung gewonnen hätte, derjenigen gleich, welche er allein unter dem Einflusse der Hebekraft nach aufwärts annehmen würde. Die resultierende Geschwindigkeits-Aenderung ist dann gleich Null, und die Hebekraft hat der Schwere das Gleichgewicht gehalten.

Trägt man die Zeiten als Abscissen, die Kräfte als rechtwinkelige Ordinaten auf (Fig. 4 a), so entstehen zwei Rechtecke $A t_1 H_1 H$ und ATG_1G, welche an Inhalt gleich sind $H \cdot t_1 = G \cdot T$.

Die Rechtecke heissen „Kräftefelder", beziehentlich „Hebefeld" und „Schwerefeld".

Nun wirkt die Hebekraft beim Vogel nicht gleichmässig während des Schlages und intermittirt nicht gänzlich während der Hebung (wie später noch eingehender begründet werden wird).

Soll auch dann Gleichgewicht zwischen Hebe- und Schwerkraft stattfinden, so müssen die beiderseits zugehörigen Endgeschwindigkeiten sich aufheben, also gegenseitig gleich sein.

Tragen wir wieder vom Anfangspunkt A aus die Zeiten als Abscissen, die Kräfte als rechtwinkelige Ordinaten auf (Figur 5), so entsteht eine Kurve der Hebekraft, die Hebekurve HH, und ein von der Abscissenlinie AB, den Ordinaten AH und BH_1, sowie der Hebekurve begrenztes „Hebefeld" $=$ F.

Der Inhalt F des Hebefeldes ist ein Maass für die durch dasselbe hervorgebrachte Geschwindigkeit.

Beweis: Denkt man sich ein krummliniges Kräftefeld durch Ordinaten in unendlich schmale, als Rechtecke zu betrachtende Streifen zerlegt, so ist die durch ein einzelnes Rechteck von der Höhe y erzeugte Geschwindigkeit $dv = \frac{y \cdot dT}{M}$, wo M $=$ Masse des Flugkörpers. Die Inhaltszahl des Rechtecks $y \cdot dT$ ist also ein Mass für dv. Daher ist auch die Summe aller Rechtecke, d. i. das Hebefeld, ein Maass für die Summe aller dv, d. i. für die Endgeschwindigkeit. Es ist $v = \frac{F}{M}$.

Diese Endgeschwindigkeit muss gleich sein der in der Zeit T erworbenen Fallgeschwindigkeit, also $\frac{F}{M} = g \cdot T$ oder: $F = G \cdot T$ (Gleichgewichtsbedingung). In Worten: Das Hebefeld muss dem Schwerefeld gleich sein (nach Strassner).

Um die unter dem Einflusse eines Kräftefeldes durchlaufenen Wege zu finden, muss man die zugehörigen Geschwindigkeiten kennen.

Zu dem Ende schneidet man in den gewählten Punkten die Zeit-Achse durch Ordinaten. Der zwischen der Ordinate und dem Anfangs-Punkte liegende Theil des Kräftefeldes ist ein Maass für die zu dem betrachteten Zeitpunkte erlangte Geschwindigkeit. Indem man die gefundenen Geschwindigkeiten als Ordinaten auf die Zeitachse AB (Figur 5) aufträgt, erhält man eine „Geschwindigkeits-Kurve" AJ und ein „Geschwindigkeits-Feld".

Durch Wiederholung des zur Auffindung der Geschwindigkeiten angewandten Verfahrens findet man hieraus die zurückgelegten Wege. Die Inhaltszahlen der Geschwindigkeitsfelder sind ein Maass für die nach

Verfluss der betrachteten Zeit-Abschnitte durchlaufenen Wegstrecken. Der Beweis ist analog dem vorigen.

Man kennt nun die in Folge der Wirkung des Hebefeldes ohne Berücksichtigung der Schwere zurückgelegten Wege, man kennt die Fallhöhen, und die Differenz beider giebt die Ordinaten der thatsächlichen Wegekurve.

Auf dem beschriebenen Wege ist die Rechnung am einfachsten; eine klarere Vorstellung über den Zusammenhang zwischen Kraft und Grösse des zurückgelegten Weges gewinnt man mit Hilfe folgenden Satzes: Der unter Wirkung eines Kräftefeldes $A\gamma t_1$ (Figur 4) nach Verfluss eines bestimmten Zeitabschnittes AT zurückgelegte Weg s ist gleich der Endgeschwindigkeit mal der Differenz aus dem gewählten Zeitabschnitt T und der Schwerpunkts-Abscisse AP = P des Kräftefeldes.

$$s = \frac{F}{M}(T-P).$$

Zunächst beweisen wir den Satz für ein rechteckiges Kräftefeld (Figur 4, Rechteck At_1H_1H).

Nach bekannten Formeln ist der nach Verfluss des Zeitabschnittes $At_1 = t_1$ unter der Kraft H zurückgelegte Weg $s_1 = \frac{1}{2}t_1^2 \cdot \frac{H}{M}$. Nachdem bei t_1 die Kraft aufhört zu wirken, geht der Körper mit der erlangten Endgeschwindigkeit $\frac{H}{M} \cdot t_1$ während des Zeitabschnittes $(T - t_1)$ weiter; es wird also die Strecke $s_2 = \frac{H}{M} \cdot t_1 \cdot (T - t_1)$ zurückgelegt, und der totale Weg s ist folglich

$$s = s_1 + s_2 = \frac{1}{2}t_1^2 \cdot \frac{H}{M} + t_1(T - t_1)\frac{H}{M} = t_1\frac{H}{M}\left(\frac{1}{2}t_1 + T - t_1\right)$$
$$s = \frac{F}{M}\left(T - \frac{1}{2}t_1\right) = \frac{F}{M}(T - P).$$

Denn $\frac{1}{2}t_1$ ist die Schwerpunkts-Abscisse P des rechteckigen Kräftefeldes.

Der zurückgelegte Weg wird also ausgedrückt durch das Drehungs-Moment des Kräftefeldes (At_1H_1H) um den Punkt T, wenn AT als feste Achse betrachtet wird, und dieser Satz gilt offenbar nicht nur für ein rechteckiges Kräftefeld, sondern für jedes wie immer geformte. Es ist

$$s = \frac{F}{M}(T - P).$$

Die Differenz $(T - P)$ nenne ich „mittlere Wirkungsdauer" der Kraft, weil man sich in dem Fusspunkte der Schwerpunkt-Ordinate die

ganze Kraftwirkung konzentrirt denken kann, ohne dass der endgiltig zurückgelegte Weg sich ändert. Dann heisst der Satz:

Der unter einer variabeln Kraftwirkung nach Verfluss eines bestimmten Zeitabschnittes zurückgelegte Weg ist gleich Endgeschwindigkeit mal mittlere Wirkungsdauer der Kraft.

§ 4. Die Schwerpunkts-Schwankungen.

Mit Hilfe des Vorhergehenden können wir einige allgemeine Sätze über die vertikalen Schwankungen des Schwerpunktes aufstellen.

1. Es sei die Vertikalbewegung des Schwerpunktes zu Beginn des Flügelschlages gleich Null. Dann ist der resultirend pro Flügelschwingung zurückgelegte Weg s gleich Hebeweg minus Fallweg.

$$s = \frac{F}{M} (T - P) - \tfrac{1}{2} g \, . \, T^2.$$

Nach der Gleichgewichtsbedingung ist

$$\frac{F}{M} = g \, . \, T, \text{ also } s = g \, T \left(\tfrac{1}{2} T - P\right).$$

Da nun der Schwerpunkt des Hebefeldes (Fig. 5) in die erste Hälfte der Periode T fällt, derjenige des Schwerefeldes aber in die Mitte so ist P kleiner als $\frac{1}{2}$ T, folglich die Differenz ($\frac{1}{2}$ T − P) und demgemäss auch s eine positive Grösse, d. h. es wird in jeder Periode der Weg $s = g \, . \, T \left(\frac{T}{2} - P\right)$ nach aufwärts zurückgelegt, und die durchschnittliche Steiggeschwindigkeit σ

$$\sigma = \frac{s}{T} = g \left(\frac{T}{2} - P\right).$$

Soll daher Horizontalflug stattfinden, d. h. soll der Flugkörper am Ende der Flügelschwingung das nämliche Niveau einnehmen wie am Anfange, so muss er zu Beginn eine „Anfangsfallgeschwindigkeit“ $= \sigma$ haben. Dann muss in Folge der Hebekraft der Flieger aufwärts den Weg $\sigma \, . \, T = BK$ (Fig. 5) zurück legen, in Folge der Anfangsfallgeschwindigkeit den gleichen Weg nach unten, und die resultirende vertikale Ortsveränderung zu Ende der Flügelschwingung ist gleich Null.

Ferner besitzt er dann zufolge der Gleichgewichtsbedingung wieder die Anfangsfallgeschwindigkeit σ.

Nunmehr kann abschliessend die wichtige Figur 5 besprochen werden. Es ist AB = T = Schwingungsdauer, AC = t_1 = Schlagdauer. Die Höhe von GG_1 über AB giebt die Höhe des Schwerefeldes; HH_1 ist die Hebelkurve; Kurve AJ die Geschwindigkeitskurve des Hebefeldes; Kurve AK ist die Wegekurve unter Mitberücksichtigung der Schwere

für die Anfangs-Vertikalgeschwindigkeit $\sigma = o$. LB = BK ist die Grösse, um welche das Luftschiff beim Horizontalflug in Folge der Anfangsfallgeschwindigkeit in der Zeit T sinkt. Die Ordinaten der Geraden AL geben folglich die Wege der Anfangsfallgeschwindigkeit. Kurve AB ist die Wegekurve für den Horizontalflug; sie liegt um den Betrag der Ordinaten der Geraden AL tiefer als die Kurve AK.

Bei A und B hat im Horizontalflug das Luftschiff die Fallgeschwindigkeit σ. Folglich tangirt die Gerade AC die Kurve AB in A von oben.

Bezieht man die Kurve der Hebekraft HH_1 auf die Begrenzungslinie GG_1 des Schwerefeldes als Achse, so erhält man die Kurve der resultirend auf den Körper wirkenden Kräfte.

Von G bis D wirken auf denselben niederziehende Kräfte, von D bis E hebende, von E bis G_1 niederziehende Kräfte. Die Wegekurve ist folglich zwischen den Ordinaten durch G und D abwärts, zwischen D und E aufwärts und zwischen E und G_1 wieder abwärts gekrümmt.

Hieraus folgt: Beim Normalflug macht der Schwerpunkt des Vogels vertikale Oscillationen um ein mittleres Niveau. Er geht in Kurvenbogen vorwärts, die im Allgemeinen während des Schlages tiefer, während der Hebung höher liegen, als das mittlere Niveau und ist zu Anfang des Schlages im Sinken, zu Ende desselben im Steigen.

2. Eine Linie, welche die Punkte verbindet, in denen sich der Schwerpunkt zu Beginn der Flügelschwingung befindet, heisst „Leitlinie“ der Flugbahn.

Satz: Die Grösse der Oscillationen um die Leitlinie ist proportional dem Quadrate der Schwingungsdauer; d. h. würde Schwingungsdauer T um ein λ faches wachsen, ohne dass die Art der Vertheilung der Hebekraft auf die ganze Periode sich änderte, so wäre die Höhe homologer Ordinaten, folglich auch die Totalhöhe der Oscillation ein λ^2 faches.

Zunächst ist klar, dass die Fallwege, wie die Quadrate der Zeit wachsen. Dies ist aber auch bei den Hebewegen der Fall. Denkt man sich ein Kräftefeld f_1, das λ mal breiter ist als ein zweites, so jedoch, dass die Höhen beider nach Verfluss homologer Zeiträume stets die gleichen sind, so hat f_1 den λ fachen Inhalt von f_2, also durchgängig die λ mal grösseren Geschwindigkeiten. Diese λ mal grösseren Geschwindigkeiten wirken aber während eines λ mal grösseren Zeitraumes. Folglich ist der Hebeweg von f_1 λ^2 mal grösser als derjenige von f_2.

Da nun Hebe- und Fallweg proportional sind dem Quadrate der Schwingungsdauer, so ist auch die Differenz beider, die Bahn-Ordinate, proportional diesem Quadrate und ebenso die Totalhöhe der Oscillation, die nichts weiter ist, als die Summe zweier Bahn-Ordinaten.

3. Im weiteren Verlaufe der Untersuchung wird die Frage von Interesse, in welchem Niveau sich der Schwerpunkt des Vogels zu Ende des Schlages bei C befindet, ob er höher, tiefer oder in der Leitlinie liegt.

Nach Verfluss eines Zeitabschnittes x ist die Bahnordinate y gleich Hebeweg minus Fallweg minus Weg der Anfangs-Fallgeschwindigkeit.

$$y = \frac{F_x}{M}(x - P_x) - \tfrac{1}{2} g x^2 - x \cdot g \left(\frac{T}{2} - P\right).$$

Hier bedeutet F_x den durch die zu x gehörige Ordinate abgeschnittenen Theil des Hebefeldes und P_x dessen Schwerpunkts-Abscisse. P ist die Schwerpunkts-Abscisse des ganzen Hebefeldes F.

Nehmen wir zunächst an, dass die Hebekraft während der Flügelhebung ganz aussetze, so wird, wenn $x = \frac{T}{n}$ = Schlagdauer gesetzt wird, $F_x = F = G \cdot T$ und $P_x = P$, dann wird

$$y = g \cdot T\left(\frac{T}{n} - P\right) - g\frac{T^2}{2n^2} - \frac{gT}{n}\left(\frac{T}{2} - P\right).$$

Soll zu Ende des Schlags das Luftschiff in der Leitlinie sich befinden, so wird $y = 0$; setzt man diesen Werth ein, so wird die Schwerpunktsabscisse des Hebefelds $P = \frac{T}{2n}$ = halber Schlagdauer.

In Worten: Fällt der Schwerpunkt des Hebefeldes in Mitte der Schlagdauer, so liegt der Schwerpunkt des Flugkörpers zu Ende des Schlages in der Leitlinie. Fällt er mehr in den Anfang des Schlages, so dass $P < \frac{T}{2n}$, so ist bei c das Luftschiff höher, als die Leitlinie; fällt er mehr in die zweite Hälfte, so liegt es tiefer. Dies ist zunächst nur für den Fall bewiesen, dass die Intermission der Hebekraft eine vollständige ist.

Bleibt auch während der Hebung ein schwächerer Auftrieb k wirksam, den wir für's Erste vollkommen gleichmässig annehmen, so kann man sich die Höhe des Hebefeldes, sowie des Schwerefeldes um den Betrag k vermindert denken und hat dann den Fall absoluter Intermission. Die Bahnkurve schneidet zu Ende des Schlages die Leitlinie, wenn der Schwerpunkt des Restes des Hebefeldes in Mitte der Schlagdauer fällt.

Wirkt während der Flügelhebung der Auftrieb nicht gleichmässig, so wird an der Grösse der endgiltig zurückgelegten Wege, d. h. an der Niveaulage zu Ende von Schlag und Hebung Nichts geändert, wenn innerhalb Schlag und Hebung Inhalt und Schwerpunktslage der zugehörigen Theile des Hebefeldes die gleichen bleiben wie vorher. Wenn also sowohl beim Schlag, wie bei der Hebung die Schwerpunkte der zu-

gehörigen Theile des Hebefeldes in Mitte ihrer Perioden fallen, so schneidet die Bahnkurve zu Ende des Schlages die Leitlinie. Ist diese Bedingung nicht erfüllt, so kann die Bahnkurve durch c gehen oder nicht.

Als Schlussatz können wir aussprechen:

Soll der Schwere durch die variable Flügelhebekraft innerhalb eines bestimmten Zeitraums das Gleichgewicht gehalten werden, so muss das Hebefeld dem Schwerefeld gleich sein und periodisch in regelmässigen Kräftefeldern wirken. Dann ist die Leitlinie eine Gerade. Ob aufwärts, horizontal oder abwärts gerichtet, hängt von der Grösse der Anfangsvertikalgeschwindigkeit ab. Sind die Gleichgewichtsbedingungen nicht erfüllt, so ist die Leitlinie gekrümmt und zwar nach oben, wenn die Hebekraft, nach unten, wenn die Schwere das Uebergewicht hat.

§ 5. Die Schwankungen des Rumpfes.

Die Bahn des Rumpf-Schwerpunktes, oder was sehr nahezu dasselbe ist, die Bahn des Flügel-Anheftungs-Punktes fällt aber nicht zusammen mit derjenigen des Total-Schwerpunktes, da letzterer seine Lage im System je nach Stellung der Flügel ändert.

Geht man von der Lage des Gesammt-Schwerpunktes in der Horizontalstellung der Flügel aus, so liegt der Gesammt-Schwerpunkt in der Hochführung des Flügels höher, in der Tiefführung tiefer als Normallage. Umgekehrt liegt also der Rumpfmittelpunkt bei Hochführung tiefer, bei Tiefführung höher als die Schwerpunktsbahn. D. h. der Rumpf macht beim Flug entgegengesetzt der Flügelbewegung „Reaktions-Schwankungen“, welche sich zu den vertikalen Exkursionen des Flügel-Schwerpunktes verhalten wie umgekehrt das Flügelgewicht zum Rumpfgewicht. Wenn Bewegungsgesetz, Gewichtsverhältniss und Schwerpunktslage des Flügels bekannt sind, lassen sich diese Schwankungen bestimmen.

Während bei den Schwerpunkts-Schwankungen der Vogel gehoben wird, so lange der Flügel in Tiefführung sich befindet, und während der Hochführung wieder sinkt, verursachen die Reaktions-Schwankungen während des Schlages eine ansteigende, während der Hebung eine absteigende Bewegung des Rumpfes.

In Figur 19 ist Kurve ADC die Bahn des Gesammt-Schwerpunkts, RER_1 ist die Rumpfbahn.

Je nachdem die eine oder andere Schwankung überwiegt, ist die Form der Rumpfbahn verschieden. Nun ändert sich aber das Grössenverhältniss beider mit der Grösse des Vogels.

Die Beobachtung lehrt (Müllenhoff, „über die Grösse der Flugflächen“), dass grosse und kleine Flieger desselben Flugtypus im Allge-

meinen geometrisch ähnlich gebaut sind und die Zahl der Flügelschläge den Lineardimensionen entgegengesetzt proportional ist. Folglich ist Gewichtsverhältniss des Flügels zum Rumpf und Schwerpunktslage des Flügels bei Thieren verschiedener Grösse annähernd die nämliche. Auch ist der Schlagwinkel der gleiche, so dass die Reaktions-Schwankungen im Allgemeinen proportional den Lineardimensionen wachsen.

Da nun die Schwingungsdauer T ebenfalls proportional den Lineardimensionen wächst, die Schwerpunkts-Schwankungen aber nach T^2, also nach dem Quadrat der Lineardimensionen zunehmen, so müssen die letzteren bei zunehmender Grösse des Vogels immer mehr ins Gewicht fallen und gegenüber den Reaktionsschwankungen die Form der Rumpfbahn bestimmen.

Doch spielen hier noch andere Verhältnisse mit, so dass sich dieser Umstand in der Natur wohl schwerlich sehr ausgeprägt geltend macht.

Bei kleineren Vögeln und bei solchen grösseren, die mit besonders beschleunigtem Flügelschlag fliegen, z. B. Rebhühnern, wird die Schwerpunktsbahn mehr und mehr einer geraden ähnlich, so dass sich die Reaktions-Schwankungen fast allein fühlbar machen.

Figur 7 ist die Reproduktion einer Moment-Photographie aus den Veröffentlichungen Marey's. Die Zahl der Bilder pro Sekunde betrug 50, die Dauer der Belichtung 0,0005 Sekunden. Die Möve macht hierbei 5 Flügelschläge in der Sekunde. Man sieht deutlich, wie dem Tiefstand des Flügels die höchste Lage des Rumpfes und dem Hochstand die tiefste Lage des Rumpfes entspricht.

Der Schwerpunkt geht nahezu in einer Geraden vorwärts. Dies wird nicht nur durch die grosse Zahl der Flügelschläge, sondern auch dadurch bewirkt, dass der Flügel bei der Hebung mit der Unterfläche nach vorwärts und unten gekehrt drachenähnlich in die Höhe geht. Dadurch übt er auch bei der Hebung Auftrieb, und die Differenzen in der Höhe des Kräftefeldes, folglich auch die Schwerpunkts-Oscillationen, sind geringer, als in dem von uns durchgerechneten Fall.

§ 6. Die horizontalen Schwankungen.

Die horizontalen Schwankungen folgen denselben Gesetzen, wie die vertikalen. Das Feld der treibenden Kräfte muss dem Feld der verzögernden Kräfte gleich sein.

Die verzögernden Kräfte setzen sich zusammen 1. aus dem Rumpf-Widerstand, den man ohne grossen Fehler als gleichmässig ansehen kann, der folglich als rechteckiges Kräftefeld erscheint ABW_1W (Figur 6), wobei AB als Abscissen-Achse gewählt ist. Aus dem verzögernden Wider-

stand des Flügels während der Hebung — Kurve CT_1B. Die treibenden Kräfte werden während des Schlages vom Flügel erzeugt — Kurve ATC. Die Flügel-Widerstands-Kurve schliesst also ein positives und ein negatives Kräftefeld ein (AB als Abscissen-Achse betrachtet). AGJ ist die Geschwindigkeits-Kurve des Flügel-Widerstandes, AK die Wege-Kurve, wenn die Anfangs-Horizontal-Geschwindigkeit gleich Null ist.

Sinn und Art der Schwankungen lässt sich aus der Figur mit hinreichender Sicherheit entnehmen, da es nicht auf genaue Wiedergabe eines bestimmten Falles ankommt. Die absolute Grösse derselben, d. h. ihr Verhältniss zu den horizontalen Schwankungen, ist ungewiss. Denn während von den vertikalen Kräften die eine, nämlich die Schwere, genau bekannt war, fehlt ein solcher Anhalt hier gänzlich. Sicherlich ist die Grösse der horizontalen Schwankungen viel unbedeutender als die der vertikalen, da die Profile der Flugflächen, wie die Beobachtung lehrt, beim Normalflug annähernd horizontal liegen, folglich der erzeugte Luftwiderstand nur mit geringfügigen Komponenten in der Horizontalen wirkt.

Figur 8 giebt kombinirt die horizontalen und vertikalen Schwankungen, welche der Schwerpunkt des Ganzen ausführt. Die numerirten Punkte bezeichnen den Ort, wo sich der Schwerpunkt nach Verfluss jeweils gleicher Zeitabschnitte befindet.

Die Grösse der horizontalen Schwankungen ist auf $^1/_5$ der vertikalen geschätzt.

Es bleiben noch die horizontalen Rumpfreaktionen zu besprechen, welche entstehen, wenn der Flügel nicht senkrecht nach unten, sondern etwas schräg wie in Figur 2 b niederschlägt. Bei der Vorwärtsführung des Flügels wird der Rumpf etwas zurückgedrückt, bei der Rückwärtsführung etwas nach vorwärts getrieben. Dies ist jedoch bei grösseren Vögeln, deren Flügel nahe senkrecht niederschlagen, von geringfügiger Bedeutung.

Wir werden im Folgenden beide Arten der horizontalen Schwankungen der Einfachheit halber und weil der Fehler nicht gross ist, vernachlässigen.

Hiermit stehen allerdings die Versuchs-Ergebnisse Marey's im Widerspruch, der an seinen Moment-Photographien sehr beträchtliche Horizontal-Schwankungen konstatirt. Doch können diese Moment-Photographien nicht als Bild des Normalfluges gelten, da die Versuchsthiere in einer Dunkelkammer mit grosser Hast und Aengstlichkeit flogen. Die photographirte Möve machte 5 Flügelschläge pro Sekunde. Marey giebt selbst zu, dass der Goland beim Normalflug weit langsamer schlägt, und die Beobachtung lehrt mich, dass Larus ridibundus, ein viel kleineres Thier, nur 2,3 bis 3 Flügelschläge pro Sekunde macht.

Die grosse Möve, die bei den Versuchen Marey's diente, macht wahrscheinlich noch langsamere Flügelschläge. Leider hatte ich bis jetzt noch keine Gelegenheit, persönlich solche Thiere zu beobachten.

Im Allgemeinen lässt sich hieraus der Schluss ziehen, dass die mittelst künstlicher Apparate und Maschinen erhaltenen Versuchs-Ergebnisse beim Studium der Flugmechanik mit grosser Vorsicht benützt werden müssen. Dieselben geben niemals natürliche, sondern immer ganz ausnahmsweise Verhältnisse wieder. Einwandfreie Ergebnisse gewinnt man nur durch Beobachtungen am wilden und ungestört fliegenden Vogel.

II. Kapitel.

Ueber den Luftwiderstand.

§ 7. Luftwiderstand auf ebene Flächen bei senkrechtem Stosswinkel.

Die hier folgende Betrachtung über den Luftwiderstand soll nicht Angaben bringen, nach denen die Drückungen etwa mit grösserer Annäherung als bisher berechnet werden könnten; sie soll nur die den Luftwiderstand beeinflussenden Faktoren klar legen und den richtigen Weg bei Ausnützung desselben zeigen. Klare Begriffe hierüber sind eine unerlässliche Vorbedingung der Untersuchung über den Flug. Wie aber einerseits ohne Kenntniss der Eigenthümlichkeiten des Luftwiderstandes ein richtiges Verständniss der Flugerscheinungen nicht möglich ist, so giebt andererseits eben die Betrachtung der natürlichen Flugmaschine wichtige Aufschlüsse über die Natur des ersteren.

Im Folgenden sind meine Ansichten hierüber, wie sie nach den neuesten Veröffentlichungen der Experimentatoren und nach den von mir und Anderen ausgeführten Naturbeobachtungen sich gebildet haben, zusammengestellt. Eine eingehendere Begründung einzelner derselben kann theilweise erst im Verlaufe der weiteren Untersuchung erfolgen.

Der Luftwiderstand ist abhängig von der Differenz der Geschwindigkeiten von Luft und Fläche. Besitzen beide keine oder die nämliche Geschwindigkeit, so findet eine gegenseitige Einwirkung nicht statt. Haben sie verschiedene Geschwindigkeiten, so prallt die Luft an der Fläche an und übt einen bestimmten Druck auf dieselbe aus.

Bezeichnet μ die während der Zeiteinheit gegen ein Flächen-Element stossende Luftmasse, δ die derselben ertheilte Beschleunigung, so ist der Widerstand gegen das Flächen-Element: $W = \mu . \delta$.

Hierbei sind die Reibungswiderstände als das Resultat nicht wesentlich beeinflussend vernachlässigt.

Die übliche Luftwiderstandsformel setzt nun die getroffene Luftmasse $\mu = F . v \frac{\gamma}{g}$. Ferner wird angenommen, dass dieselbe genöthigt werde, die Geschwindigkeit der Fläche v anzunehmen, also $\delta = v$ sei, und so kommt $W = F . v^2 \frac{\gamma}{g}$; hier ist $\frac{\gamma}{g}$ die Masse der Einheit der atmosphärischen Luft und hat, wenn die Masse in Meter, die Gewichte in Kilogramm ausgedrückt sind, bei 0 Temperatur und 760 mm Barometerstand den Werth 0,1318.

Nun sind aber die gemachten Voraussetzungen nicht richtig. Denn da die Luft nicht nur in der Bewegungsrichtung, sondern auch seitwärts ausweicht — es werden die Luftmassen vor der Fläche gewissermassen breit gequetscht — so wird auch die benachbarte Luft mit in die Bewegung hineingerissen, und μ ist grösser als F. v. Dann ist aber auch die Uebertragung der Geschwindigkeit unvollständig, so dass δ kleiner als v gesetzt werden muss, und die der Luft ertheilte Beschleunigung ist nicht an allen Punkten der Fläche die gleiche. Die stärkste Beschleunigung erhalten die gegen Mitte der Fläche zufliessenden Lufttheilchen, und der Durchschnittswerth von δ ist also kleiner als v.

Von Interesse ist die Untersuchung, welche Grösse δ haben müsste, wenn die lebendige Potenz der Luft das mögliche Maximum des Drucks auf die Fläche übertragen würde.

Denkt man sich die Fläche F mit der Geschwindigkeit v in ruhender Luft bewegt, welch letztere eine Geschwindigkeit δ erhalten möge, so hat die Luft eine Bewegungsgrösse $\mu . \delta$ und ein Arbeitsvermögen $\frac{1}{2} \mu \delta^2$ erhalten. Diese Arbeit $\frac{1}{2} \mu . \delta^2$ muss von der Fläche geleistet werden, deren Arbeitsleistung ist aber gleich W. v.

also haben wir $W . v = \frac{1}{2} \mu . \delta^2$ und da

$W . = \mu \delta$ so kommt durch Division

$v = \frac{1}{2} \delta$ oder $\delta = 2 v$.

Dieses auf den ersten Blick auffallende Ergebniss wird verständlich, wenn man sich den Vorgang umgekehrt, d. h. die Fläche ruhend, die Luft mit der Geschwindigkeit v gegen die Fläche bewegt denkt. Dann muss die Luft mit vollkommener Elastizität von der Fläche abprallen, und die resultirende Geschwindigkeits-Aenderung $\delta = 2 v$.

Da aber dieser elastische Rückprall der Luft in Folge des steten Nachdrängens neuer Luftschichten nicht zu Stande kommt, und die vor der Fläche gestauten Lufttheilchen die neuzuströmenden am direkten Auftreffen hindern, so geht hierdurch die volle Hälfte des theoretisch möglichen Luftdruckes verloren und von der übrig bleibenden Hälfte ein Theil, da die neu zuströmenden Luftmassen an der keilförmig vor der Fläche hergeschobenen ein wenig verdichteten Luft vorzeitig ausweichen, also nicht zur vollen Wirkung auf die Fläche gelangen.

Ausser dem Druck auf die Vorderseite, dem „Stirndruck", erleidet die Fläche, da sie hinter sich Luft nachsaugt, eine Druckverminderung auf der Rückseite, einen „Rückdruck".

Die neuesten Versuche über den Luftwiderstand wurden von Dr. G. Recknagel, Professor und Rektor der k. Industrieschule zu Kaiserslautern, angestellt.

Nach Recknagel ist der totale Druck also Stirn- plus Rückdruck

$$W = F \cdot v^2 \cdot \frac{\gamma}{g} \cdot 0{\cdot}56.$$

Das Verhältniss von Rück- zu Stirndruck $= \frac{37}{75}$.

Die Druckvertheilung auf die Fläche wurde von Recknagel mittelst einer sinnreichen barometrischen Einrichtung gemessen und ergab die Kurve wie in Figur 9.

Andere Versuche von dem österreichischen Oberingenieur Herrn Ritter von Lössl (Studie über aërodynamische Grundformeln; Zeit- und Wochenschrift des österreichischen Ingenieur- und Architekten-Vereins, Jahrgang 1881) setzen den Luftwiderstand $W = F \cdot v^2 \cdot \frac{\gamma}{g}$, also nahezu doppelt so gross wie bei Recknagel!

Nun hat letzterer bei seinen Versuchen den sogen. Mitwind, d. i. die kreisende Luftbewegung, welche der Apparat nach einiger Zeit um sich erzeugt, in Betracht gezogen, Lössl aber nicht, und so hätte dieser den Widerstand eigentlich kleiner finden sollen als Recknagel, weil er eine grössere als die wirkliche Windgeschwindigkeit in den Kalkul einführt. Nun ergeben aber die zahlreichen Beobachtungen Lössl's theilweise bis in die fünfte Dezimalstelle eine Uebereinstimmung mit seiner Theorie!

Es herrscht also zwischen den Versuchs-Ergebnissen beider Experimentatoren ein auffallender Widerspruch, der auch durch den Hinweis auf die nicht ganz einwandfreien Druck-Mittelpunktsbestimmungen Lössl's nicht beseitigt wird. Bei der bestehenden Unsicherheit kann man sich

daher auf aërodynamische Berechnungen zur Zeit noch nicht sonderlich verlassen.

Ueber folgende Punkte sind die Autoren durchgehends einig:

1. Aeussere und innere Reibungs-Widerstände kann man beim Luftwiderstand vernachlässigen, weil sie das Resultat nicht wesentlich beeinflussen.

Es macht sich die dem Medium ertheilte Beschleunigung als Widerstandserreger überwiegend geltend.

2. Der Luftwiderstand ist hiernach für kleinere Geschwindigkeiten proportional dem Quadrate der Geschwindigkeit.

3. Proportional dem Inhalt der bewegten Fläche.

Ueber den Punkt 3 liesse sich rechten. Sobald eine Abnahme des Druckes gegen den Rand der Fläche zu konstatirt ist, kann die Behauptung nur für grössere Flächen innerhalb geringer Grössen-Aenderungen annäherungsweise richtig sein. Denn angenommen, das Anwachsen des Druckes vom Rande gegen die Mitte erfolge gleich schnell bei der grossen und kleinen Fläche — und offenbar kann die Kurve der Drückungen bei der kleinen Fläche vom Rande gegen die Mitte nicht steiler steigen als bei der grossen — dann bleibt für den vollen Druck bei der grossen Fläche ein grösserer Prozentsatz Areals übrig als bei der kleinen. Es müssen sonach grosse Flächen bei gleichen Geschwindigkeiten relativ höhere Drückungen erleiden als kleine.

Setzt man also den Widerstand proportional der Fläche, so behauptet man damit auch, dass der Druck vollkommen gleichmässig auf die Fläche vertheilt sei.

Wären in beiden Fällen die Kurven der Drückungen einander geometrisch ähnlich, so müssten die Drückungen über der grösseren Fläche proportional den Lineardimensionen der letzteren höher sein, und der Luftdruck wäre proportional $F^{\frac{3}{2}}$.

Dies trifft um deswillen nicht zu, weil die Luft in verdichtetem Zustande sich als eine Art Keil vor der Fläche staut. An diesem Keil gleiten die neu zuströmenden Luftmassen seitwärts ab.

Je grösser die Fläche, um so höher dieser Luftkeil, um so früher beginnt das Ausweichen. In Folge dessen ist bei grossen Flächen der Druck auf die Mitte kein sehr viel höherer als bei kleinen, mit gleicher Geschwindigkeit bewegten.

Die Grösse der Luftverdichtung vor der Fläche ist aus dem Widerstand leicht zu berechnen.

Es sei der Stirndruck auf eine Fläche 10 kg pro Meter^2, eine bei grösseren Fliegern als Maximum regelmässig vorkommende Belastung, so

entspricht derselben eine Verdichtung von 1·00097 Atmosphären und hierdurch wird das Volum der Luft in für die Praxis vollkommen unmerklichem Masse geändert. Diesem geringen Ueberdruck entspricht aber die ganz bedeutende seitliche Abfluss-Geschwindigkeit von 12·31 m. Die Spannung würde sich also sehr rasch aufheben, wenn nicht die nebenliegende Luft einen Widerstand leisten würde, der ein sofortiges Seitwärts-Ausweichen der getroffenen Luftmassen verhindert.

Der Vorgang ist daher ungefähr der folgende: Auf der Stirnseite schiebt die Fläche die Luft vor sich her (Fig. 10) und zwar in der Mitte ungefähr in ihrer Bewegungsrichtung, an den Rändern nach vor- und seitwärts. Hierbei hat die Fläche im Allgemeinen eine grössere Bewegungs-Geschwindigkeit als die von ihr getroffenen Luftschichten. Hinter der Fläche dringt von rück- und seitwärts her Luft nach. Da das gestörte Gleichgewicht im Luftmeer sich wieder herstellt, so muss um die Fläche in einiger Entfernung eine wohl nur sehr schwache, sogen. „stationäre" Gegenströmung breiter Luftschichten entstehen. Die Stärke dieser Gegenströmung begrenzt den der Luft durch die Fläche in der Bewegungs-Richtung ertheilten Anstoss.

Ein Analogon findet diese Erscheinung in dem in der Erde rückgeleiteten Gegenstrom des elektrischen Telegraphen.

§ 8. Luftwiderstand auf ebene Flächen mit schrägem Stosswinkel.

Bewegt sich eine ebene Fläche MN in ruhender Luft so, dass ihre Normal-Richtung AC (Fig. 11) mit ihrer Bewegungs-Richtung AB nicht zusammenfällt, so nennt man den Winkel $\mathrm{BAN} = \alpha$, den Fläche und Bewegungs-Richtung zusammen einschliessen, den „Auftreff" oder „Luftstoss-Winkel".

Dann ertheilt die Fläche MN einem Luft-Molekül, auf das sie trifft, einen Anstoss nicht in ihrer Bewegungs-Richtung AB, sondern in ihrer Normal-Richtung AC. Der Winkel BAC, welchen die Abfluss-Richtung der Luft mit der Bewegungs-Richtung der Fläche macht, der „Ablenkungs-Winkel" wird um so grösser je spitzer der Luftstoss-Winkel ist $\sphericalangle \mathrm{BAC} = \frac{1}{2}\pi - \alpha$.

Der Widerstand einer unter spitzem Stosswinkel getroffenen Fläche wird in der älteren Formel proportional dem Quadrat derjenigen Bewegungs-Komponente gesetzt, welche in die Normale der Fläche fällt. Dieselbe ist $v \, . \sin \alpha$, wenn v die Bewegungs-Geschwindigkeit der Fläche bedeutet. Ich nenne sie kurz den „Kraftweg" der Fläche; denn die Arbeitsleistung der Fläche ist $\mathrm{A} = \mathrm{W} \, . \, (v \, . \sin \alpha)$. Die der Luft ertheilte Beschleunigung ist gleich $v \, . \sin \alpha$ gesetzt.

Hiernach wäre I. $W = F \cdot v^2 \cdot \sin^2 \alpha \cdot \frac{\gamma}{g}$.

In dieser Formel ist das in Bewegung gesetzte Luftvolum mit $\mu = F \cdot v \cdot \sin \alpha$ bewerthet, d. i. so gross wie das Volum des von der Fläche durchmessenen Raumes.

Da diese Formel besonders für kleine Werthe von α ganz unrichtige Resultate giebt, so hat man die Formel II. $W = F \cdot v^2 \cdot \sin \alpha \frac{\gamma}{g}$ eingeführt.

Dieselbe setzt die der Luft ertheilte Beschleunigung $\delta = v \cdot \sin \alpha$ und das in Bewegung gesetzte Luftvolum $\mu = F \cdot v$., also ganz unabhängig vom Luftstosswinkel als Konstante und zwar so gross wie den von der Fläche bei senkrechtem Luftstosswinkel und gleicher Geschwindigkeit durchmessenen Raum.

Im Allgemeinen scheint sie damit der Wahrheit näher zu kommen als I., mindestens insoweit, als bei schrägem Luftstoss der Widerstand ein relativ höherer ist, als bei senkrechtem. Das heisst: je spitzer die Stosswinkel, um so kleiner wird der zur Erzeugung eines gegebenen Widerstandes erforderliche Kraftweg v sin α.

Der Grund hierfür liegt in folgendem:

1. Bei spitzem Luftstosswinkel wird die Luft seitlich aus der Bahn und nur mit einer geringfügigen Komponente AD der Bewegungs-Richtung entgegen gedrängt. In Folge dessen trifft die zuströmende Luft die Fläche mit viel unverminderterer Gewalt als bei senkrechtem Luftstoss.

2. Da fast alle Luft nach derjenigen Seite ausweicht, gegen welche die Stirnseite der Fläche gekehrt ist (gegen C Fig. 11) und nur wenige nach der entgegengesetzten, so wirkt dieselbe vermöge ihrer Reaktion auf die Fläche, auch wenn sie nicht direkt auftrifft. Bei senkrechten Stosswinkeln heben sich diese Reaktions-Wirkungen gegenseitig auf, da die Luft hier nach allen Seiten gleichmässig ausweicht.

3. Das Volum der in Bewegung gesetzten Luft ist viel grösser, als der von der Fläche durchmessene Raum — auch grösser als (F . v).

Denn die in der Richtung AC ausweichenden Luftmassen zwingen die angrenzenden Luftschichten mit auszuweichen. Hierdurch leisten diese einen Widerstand, der denjenigen des direkt getroffenen Luftkeils beträchtlich übersteigt und sich zu letzterem addirt.

Hierin liegt der Hauptvortheil der mit schrägem Stosswinkel bewegten Fläche.

Der Rückdruck auf die Hinterfläche entsteht in ganz ähnlicher Weise wie bei senkrechten Stosswinkel. Ob er gleichfalls relativ zunimmt,

oder ob er sich proportional dem Quadrat des Sinus des Luftstosswinkels ändert, hierüber fehlen zur Zeit Versuche, doch ist eine relative Zunahme des Druckes das wahrscheinlichere.

Aus dem Gesagten möchte hervorgehen, dass auch Formel II kein Gesetz, sondern eine vermuthlich wenig genaue Annäherungsformel bietet. Die Naturbeobachtungen legen mir die Vermuthung nahe, dass die hiernach berechneten Drückungen viel zu klein ausfallen.

Vollends unzureichend werden aber die Erklärungsversuche, sobald man nach Formel I den Luftwiderstand auf das Gefieder der Vögel berechnet. Wäre I richtig, so könnten die grösseren Vögel mit der thatsächlich an ihnen beobachteten Arbeitsleistung gar nicht fliegen, und da die bisher übliche sogen. „aviatische Grundgleichung" hierauf beruht, so wird erklärlich, warum die Rechnung praktisch so unerfüllbare Forderungen an eine Flugmaschine stellt, und warum von vielen Autoren die Muskelkraft der Vögel so bedeutend überschätzt wurde.

§ 9. Luftwiderstand auf krumme Flächen.

a) Konkave Flächen.

Bisher wurden die Flächen eben vorausgesetzt. Dies ist aber in der Natur niemals der Fall. Bei Betrachtung des Luftwiderstandes auf krumme, zunächst konkave Flächen machen wir die Voraussetzung, dass bei einfach gekrümmten (Cylinder) Flächen der vordere und hintere Rand durch parallele Gerade gebildet werden, bei doppelt gekrümmten Flächen (z. B. einem Kugelsegment) die Ränder eine ebene Figur bilden.

Der Abstand der beiden Parallelen am Rande, bezw. die ebene Randfigur, heisst „lichte Weite" der Fläche; der Winkel, welchen die Zuflussrichtung mit der Ebene der lichten Weite macht, heisst „Luftstoss-Winkel".

Ueber den Widerstand bei senkrechtem Luftstoss-Winkel sagt Prechtl:

„Der Widerstand auf eine konkave Fläche ist etwas grösser als auf die Ebene ihrer Projektion, was schon aus dem Umstande hervorgeht, dass die durch die Bewegung der konkaven Fläche in Bewegung gesetzten Lufttheilchen nicht so frei entweichen können, als vor der ebenen Fläche. Aus mehreren Versuchen, im Besonderen auch aus jenen von Thiebault geht hervor, dass der Widerstand für eine konkave Fläche nahezu gleich ist dem Widerstande einer ebenen Fläche von demselben Flächen-Inhalte".

Das Maximum des Druckes wird — nach demselben Autor — unter übrigens gleichen Umständen bei einem Krümmungsbogen der Fläche

von ca. 60° erreicht. Dann sei der Widerstand ca. $1\frac{1}{3}$ mal grösser, als der auf eine Ebene vom Inhalte der lichten Weite.

Die Widerstands-Resultante steht hierbei senkrecht auf der Mitte der lichten Weite.

2. Der Luftstoss-Winkel sei schief (Fig. 12).

Hier beginnen wir mit der Betrachtung des vortheilhaftesten Falles, d. i. wenn die Luft tangential zu dem vorderen Rande der cylindrisch gedachten Fläche anströmt. Ein Ausweichen der Luft nach oben (Fig. 12) ist hier nicht so leicht möglich wie bei ebenen Flächen, weil der scharf in die Luft schneidende vordere Rand dies verhindert.

Die Luft wird mit gleichmässiger Ablenkung (kreisförmigen Flächen-Querschnitt vorausgesetzt) gegen unten abgleiten; der Druck ist folglich gleichmässig vertheilt. Die Widerstands-Resultante steht senkrecht zur lichten Weite in Mitte derselben.

Die Masse der nach unten gedrückten Luft ist wegen der geringeren Verluste durch Ausweichen über den vorderen Rand wohl etwas grösser.

Die Winkel-Ablenkung der Luft aus ihrer Zufluss-Richtung ist aber eine merklich grössere; denn während sie bei ebenen Flächen den Maximalwerth α erreichen kann, d. h. immer kleiner bleibt als α, macht hier die Abfluss-Richtung, d. h. die Parallele zur Tangente an den hinteren Rand M der Fläche mit der lichten Weite abermals den Winkel α und die Gesammt-Ablenkung ist daher $= 2\alpha$; d. h. 2α bildet bei der konkaven Fläche den obersten denkbaren Grenzwerth der Ablenkung. Dieselbe ist also doppelt so gross, wie bei ebenen Flächen, und im gleichen Verhältnisse muss der Widerstand wachsen.

Wir haben in § 5 gesehen, dass auch bei ebenen Flächen der Widerstand grösser sein könnte, wenn die Energie der anströmenden Luftmassen durch elastischen Rückprall von der Fläche voll ausgenützt werden könnte. Dieser Rückprall wird durch die Krümmung der Fläche bei Vermeidung eines Stosses auf dieselbe gewissermassen künstlich erzeugt. Hieraus geht zugleich hervor, in welche Grenzen der zu erlangende Vortheil eingeschränkt ist: die Flächenkrümmung kann den Widerstand höchstens verdoppeln: der ihre Wirkung ausdrückende Vermehrungs-Koëffizient ξ hat Werthe zwischen 1 und 2.

Je kleiner die Luftstoss-winkel sind, um so schwächer wird die erforderliche Krümmung, aber um so günstiger ihr Effekt, um so näher ist $\xi = 2$.

Die Vermeidung eines Stosses auf die Fläche wirkt aber noch dadurch druckvermehrend, dass Wirbelbildung unter der Fläche verhindert wird. Je stumpfer der Winkel ist, unter dem die Flüssigkeitsfäden auf

die Wand treffen, um so heftiger tritt diese Erscheinung auf, und um so grösser wird der Druckverlust, weil ein grosser Theil der zuströmenden Luft vorzeitig abgelenkt wird. Die Verhütung von Wirbelbildung unter der Fläche dürfte einen der Hauptgründe der Flugerfolge der Vögel und eine der wichtigsten Ursachen davon bilden, dass die bisherigen Versuchs-Ergebnisse in schreiendem Widerspruch mit der Praxis des Vogelfluges stehen.

Man sieht nunmehr, wie bei dieser Art der Flächen der im § 7 dargelegte Vortheil des schrägen Luftstosses sich mit dem Vortheil stärkerer Winkel-Ablenkung der Flüssigkeitsfäden und der Verhütung von Wirbelbildung vereinigt.

Die Führung schwach konkaver Flächen unter spitzen Luftstoss-Winkeln ist daher die vortheilhafteste Art der Ausnützung des Luftwiderstandes und wird in der Natur fast ausschliesslich angewendet.

Die Profile der einzelnen Federn, sowie der Flügel im Ganzen haben bei den Vögeln die entsprechende Krümmung und bei den grösseren Fliegern bestehen Einrichtungen zur entsprechenden Anpassung derselben.

Nunmehr lässt sich folgender Satz für den Luftwiderstand einer Fläche von gegebener Krümmung aufstellen.

$$W = F \,.\, v^2 \,.\, \sin\alpha \,.\, \frac{\gamma}{g} \,.\, \xi.$$

Hier wird ξ ein Maximum für den Fall, wo die Zuflussrichtung parallel ist zum vorderen Rand der Fläche, bleibt aber kleiner als 2 und nähert sich dem Endwerth 2 um so mehr, je kleiner bei entsprechend angepasster Flächenkrümmung der Winkel α wird. Für $\alpha = 90^0$ wird ξ ein Minimum und nahezu gleich 1.

b) Widerstand auf konvexe Flächen.

Ist die gegen die luftbewegte Fläche konvex, so findet Abschwächung des Luftwiderstandes statt.

Berechnet man den Widerstand auf eine konvexe Fläche durch Integration über die Fläche nach der Formel $W = F \,.\, v^2 \,.\, \sin\alpha \,.\, \frac{\gamma}{g}$, so findet man den Widerstand gleich demjenigen auf eine Ebene vom Inhalte des Widerstands-Querschnittes MN der krummen Fläche (Figur 13).

Dies trifft bekanntlich nicht zu, vielmehr bedarf die Formel hier eines Verminderungs-Koëffizienten.

Sei MPN eine konvexe Fläche (Fig. 13) etwa das Vordertheil eines Luftballons, eines Geschosses), so haben die abprallenden Lufttheilchen die Tendenz, tangential zu der Kurve, etwa in Richtung der Pfeilspitzen, abzufliessen. Hierbei lenken sie aber die benachbarten, später auf die Fläche treffenden Luftschichten aus ihrer Bahn. Dieselben treffen dann nicht

mehr in dem ihrer ursprünglichen Zuflussrichtung entsprechenden Stosswinkel auf die Fläche, sondern in einem spitzeren, und der auf letztere geübte Druck wird geringer. Der volle Druck wirkt daher nur auf die Mitte P. Auf die übrigen Theile der Fläche ist er bedeutend abgeschwächt. Hat dieselbe scharfe Ecken, um welche die Flüssigkeitsfäden herumgehen müssen, so können hinter denselben sogar Minderdrücke entstehen.

Als Grundsatz kann hiernach gelten, dass ein stetig konvexes Vordertheil bei einem Luftballon nicht nur mit Rücksicht auf Haltbarkeit, Leichtigkeit und Volumen, sondern auch mit Rücksicht auf Verringerung des Luftwiderstandes von Vortheil ist, während schräge gerade Flächen, scharf zulaufende oder gar nach vorwärts konkave Spitzen sich aus keinem Gesichtspunkte empfehlen.

Ein deutlicher Beweis für die Richtigkeit obiger Anschauungen ist der Versuch mit Renards Ballon. Hier brachte, trotzdem die Zuschärfung des Ballon-Vordertheils nicht sehr bedeutend war, die durch richtige Aufblähung erzeugte stetige Krümmung des Vordertheils den Verringerungs-Koëffizienten auf den verhältnissmässig günstigen Werth $\frac{1}{6}$.

Dies ist allerdings noch immer ein weit ungünstigeres Verhältniss, als es im Wasser erzielt wird. Der Grund hiefür liegt wahrscheinlich in der Leichtigkeit, mit welcher die Luftmassen ihre Gestalt ändern und sich dem Vordertheil des Ballons anschmiegen. Da dies beim Wasser nicht so rasch möglich ist, so prallen die anströmenden Wassermassen seitwärts ab, ohne dass ihre Kraft auf das Schiff voll zur Geltung kommt.

§ 10. Luftwiderstand unter Verhältnissen des Vogelflugs.

Ausser der konkaven, bezw. konvexen Krümmung der Flächen zeigt das Gefieder der Vögel an seiner Unterseite, an welcher der Luftwiderstand entwickelt wird, eine feine Rippung (Figur 14, a u. b, Tafel II). Die dicht aneinander liegenden Strahlen, aus denen der Federbart besteht, haben auf der Unterseite die aus Figur 14 b ersichtliche Profilirung. Die Krümmung der Leisten ist stets nach der Spitze der Feder zu konkav. Gegen die Ränder der Feder verläuft sich diese Rippung.

Bei der Geringfügigkeit der Unebenheiten ist eine Richtungs-Aenderung der Luftwiderstands-Resultanten nicht zu erwarten. Fährt man mit dem Finger an der Unterseite der Feder hin und her, so ist der Reibungswiderstand merklich höher, wenn man von der Spitze der Feder gegen die Wurzel streicht, als umgekehrt.

Ich glaube, dass diese Einrichtung nicht blos Zwecken der Haltbarkeit, sondern auch zur Vermehrung des Luftwiderstandes dient, indem sie ein centripetales Ausweichen der Luft dicht an der Fläche und da-

durch die Wirbelbildung verhindert. Die Hauptmasse der Luft hat unter einer oscillirenden Fläche immer eine centrifugale Tendenz; man sieht also, dass Wirbel entstehen müssen, wenn irgend Lufttheilchen die entgegengesetzte Richtung einschlagen. Die Konstruktion ist ein Charakteristikum des Vogelgefieders, also jedenfalls von Vortheil für das Fliegen.

Bis jetzt wurde lediglich eine translatorische, gleichmässige Bewegung der Flächen ins Auge gefasst. In Wirklichkeit bewegen sich die Profile des Flügels in Kurven und mit gegen Ende des Schlages zunehmender Schlaggeschwindigkeit, also in abwärts gekrümmter Bahn.

Hierbei muss der Luftwiderstand grösser sein, als bei geradliniger Bewegung, weil keine Luft in der Bahn vor der Fläche hergeschoben wird. Bei einer um eine Achse rotirenden Fläche findet Prechtl den Widerstand etwa 3 mal grösser, als den auf eine gleich grosse mit gleicher Geschwindigkeit translatorisch bewegte Fläche.

Bei den doppelt gekrümmten Bahnkurven der Profile dürfte sonach aus dem bisherigen ein richtiger Schluss auf die Widerstände wohl kaum möglich sein.

Ausser der Bewegungs-Richtung und Geschwindigkeit der Fläche ändern sich ferner noch die Profilwinkel beim Schlag in der Weise, wie Fig. 15 Tafel I zeigt (hierüber folgt im IV. Kapitel über den mathematischen Flügel nähere Begründung). Hierbei ist die auf einem Cylindermantel liegende Bahnkurve AB in eine Ebene entrollt gedacht.

Die in Richtung der punktirten Pfeillinien ausweichende Luft wird konzentrisch gegen einen unterhalb liegenden Raum gedrängt und vielleicht auch hierdurch eine Vermehrung des Luftwiderstandes erzielt.

Aus diesen hier kurz angedeuteten Gesichtspunkten dürfte zur Genüge hervorgehen, wie viel der Untersuchung noch zu thun übrig bleibt, und dass genaue Luftwiderstands-Berechnungen bei der grossen Komplizirtheit der Verhältnisse sich wohl kaum werden aufstellen lassen. Vorerst ist nur eine ungefähre Schätzung unter Zuhilfenahme von Annäherungs-Koëffizienten möglich.

Für den weiteren Verlauf der Untersuchung wird die Formel $W = F \cdot v^2 \cdot \sin \alpha \cdot \zeta$ Anwendung finden; ζ bedeutet hier eine Konstante.

Die Frage, ob für spitze Luftstoss-Winkel der Widerstand nicht proportional $F^{\frac{3}{2}}$ oder einer dem Werth $F^{\frac{3}{2}}$ sich nähernden Potenz von F gesetzt werden dürfe, wird noch später erörtert werden (§ 53).

Zur Lösung des Problems bedarf es noch sehr vieler Forschungen und Versuche. Wenn durch die vorhergehenden Ausführungen eine Anregung hierzu gegeben wurde, ist der Zweck derselben erreicht.

III. Kapitel.

Aërodynamik.

§ 11. Die Bedingung des Schwebens.

Nachdem die Form der Bewegung und der Luftwiderstand besprochen sind, ist das Zusammenwirken von Bewegung und Luftwiderstand und der dabei stattfindende Arbeitsverbrauch zu erörtern, und zwar beschäftigt uns zunächst die Bedingung des Schwebens. Wann ist der Schwere durch den Luftwiderstand das Gleichgewicht gehalten?

Nach § 7 ertheilt der Flügel einer bestimmten Masse Luft μ in der Zeiteinheit eine Abwärtsbeschleunigung δ. Wäre der Flugkörper, dessen Masse gleich M, im unbegrenzt gedachten Luftraume der Wirkung der Schwere ganz entzogen, so müsste er entgegengesetzt der Richtung der Abwärtsbeschleunigung δ eine Aufwärtsbeschleunigung d erhalten und zwar müsste $\mu \,.\, \delta = M \,.\, d$ sein.

Soll nun der Schwere G das Gleichgewicht gehalten werden, so muss $M \,.\, d = G = M \,.\, g$ also $d = g$ sein. Da nun nach § 7 $\mu \,.\, \delta = W$ d. i. gleich dem Luftwiderstande, so hat man als Bedingung des Schwebens: $G = M \,.\, g = \mu \,.\, \delta = W$. In Worten: Die Flugflächen ertheilen einer Luftmasse eine Abwärtsbeschleunigung derart, dass das Produkt aus Masse der geförderten Luft in die derselben ertheilte Beschleunigung gleich ist dem Produkt aus Masse der Luftschiffs mal Beschleunigung der Schwere d. i. seinem Gewichte[1]).

Hierbei kann das Luftschiff entweder schweben, d. h. in horizontaler Richtung vorwärts gehen, oder mit gleichmässiger Vertikalgeschwindigkeit steigen oder fallen. Der Widerstand $\mu \,.\, \delta$ ist Nichts, als die Ordinate des Hebefeldes in § 3, und wir haben in § 4 gesehen, wie bei einem und demselben Hebefelde je nach der Anfangs-Vertikalgeschwindigkeit die verschiedensten Bahnen möglich sind.

Die Schwebe-Bedingung stellt sich, soferne ihr nicht genügt ist, alsbald her. Fördern z. B. die Flügel zu wenig Luft, so ist der Luftwiderstand kleiner als das Gewicht, und dem Luftschiffe wird eine Ab-

---

[1]) Stösst ein flüssiges Medium wie die Luft auf eine Fläche, so wird die derselben ertheilte Sekundenbeschleunigung durch die gleiche Zahl ausgedrückt, wie die durch den Stoss endgiltig erlangte Geschwindigkeit. Die Zahl δ bedeutet deshalb je nach der Verbindung, in der sie vorkommt, entweder eine Beschleunigung oder eine Geschwindigkeit.

wärtsbeschleunigung ertheilt. Die hierdurch erworbene Fallgeschwindigkeit addirt sich zu der Schlaggeschwindigkeit der Flügel, und letztere wächst so lange, bis die Flügel genügend Luft fassen und $W = G$ wird. Von da ab wird die Bewegung eine gleichförmige.

Hört die Flügelbewegung ganz auf, so wächst die Fallgeschwindigkeit so lange, bis die ausgebreiteten Flügel beim Fallen ein der Schwebe-Bedingung entsprechendes Quantum Luft mit niederdrücken und der Flugapparat wirkt dann als Fallschirm. Letzteren Vorgang kann man täglich beobachten, wenn sich ein Vogel ohne Flügelschlag mit gleichmässiger Geschwindigkeit in schiefer Ebene herabgleiten lässt.

Fördern die Flügel mehr Luft als sie sollten, so ist $W > G$; dem Luftschiffe wird eine Aufwärtsbeschleunigung ertheilt. Die gewonnene Steiggeschwindigkeit subtrahirt sich von der Schlaggeschwindigkeit, und der Druck nimmt so lange ab, bis $W = G$ und damit die Steiggeschwindigkeit gleichmässig wird.

Beim Steigen oder Fallen des Luftschiffes sind also die Flügel genau so stark belastet, wie beim Schweben, vorausgesetzt, dass die Vertikalgeschwindigkeit gleichmässig ist. Aendert sich letztere, so ist die Belastung, je nach dem Sinne der Aenderung, grösser oder kleiner als die normale.

§ 12. Arbeitsbedarf für das Schweben bei senkrechtem Luftstoss und horizontalen Flugflächen.

Wie oben gezeigt, muss das Luftschiff auch bei Erfüllung der Schwebe-Bedingung nicht nothwendig sein Niveau halten, d. h. schweben. Die Schwebe-Bedingung ist also keine Kraft- sondern eine Arbeits-Gleichung, und entsteht somit die Frage nach dem Arbeitsbedarfe für das Schweben.

Die Flugflächen seien horizontal und mit der gleichmässigen Schlaggeschwindigkeit s niederbewegt. Ferner sei gegeben 1. die Totallast G, 2. die Flugfläche F. Nun ist

I. $W = G = F \cdot s^2 \cdot \zeta$ und die Arbeit pro Zeiteinheit,

II. $A = s \cdot G = F \cdot s^3 \cdot \zeta$ wo ζ eine Konstante bedeutet.

Eliminirt man aus beiden Gleichungen s, so wird

$$\text{III.} \quad \frac{A}{G} = s = \sqrt{\frac{G}{F \cdot \zeta}} = A_s = \text{Schwebe-Arbeit},$$

d. i. die pro Kilogramm und Zeiteinheit zum Schweben erforderliche Arbeit.

Die Flügel schlagen mit der gegebenen Belastung G. Je kleiner also s wird, d. h. je langsamer sie schlagen, um so geringer der Arbeitsverbrauch.

Arbeiten die Flügel mit Intermission, so hat man unter übrigens gleichen Annahmen wie vorher, nach der Gleichgewichts-Bedingung in § 3 : $W = n \cdot G$ und Schwebe-Arbeit während der Schlagdauer $\frac{T}{n}$.

$A = (n \cdot G) \cdot \frac{T}{n} \cdot s = T \cdot s \cdot G$, und da aus $n \cdot G = F \cdot s^2 \cdot \zeta$ folgt: $s = \sqrt{\frac{G \cdot n}{F \cdot \zeta}}$, so kommt $A = T \cdot G \cdot \sqrt{\frac{n \cdot G}{F \cdot \zeta}}$ als Schwebe-Arbeit für A die ganze Schwingungsdauer T, da während des Rückschlags Nutzarbeit nicht geleistet wird. Und

$$\text{IV. Schwebe-Arbeit } A_s = \frac{A}{T \cdot G} = \sqrt{\frac{n \cdot G}{F \cdot \zeta}} = s.$$

Die Formeln III und IV bilden die sogen. aviatische Grundgleichung; III giebt die Schwebe-Arbeit ohne, IV die Schwebe-Arbeit mit Intermission.

Hiernach wäre der Verbrauch an Schwebe-Arbeit

1. proportional der Quadrat-Wurzel aus dem Quotienten $\frac{G}{F}$, d. i. der Flächenbelastung. Dieser Theil der Theorie ist der strittigste. Denn, die Richtigkeit zugegeben, müssten Vögel mit hoher Flächenbelastung, das sind alle grösseren Flieger, mit verhältnissmässig bedeutend grösserem Arbeits-Aufwand fliegen als die kleineren. Dies wird aber durch die Naturbeobachtungen nicht bestätigt. Eine ausführlichere Darlegung dieses Verhältnisses findet sich weiter unten bei Besprechung des sogenannten Helmholtz'schen Theorem's.

2. Der Verbrauch an Schwebe-Arbeit wäre proportional der Quadrat-Wurzel aus dem Intermissions-Koëffizienten und aus dem reciproken Werth des Luftwiderstands-Koëffizienten.

Hier fordert die Schwebeformel also kleine Intermissions-Koëffizienten, d. h. eine möglichst kurze Hebungsdauer im Vergleiche zur Schlagdauer. Dies wird auch durch die Naturbeobachtungen vollauf bestätigt. An Tauben registrirte Marey eine Hebungsdauer gleich der halben Schlagdauer, also $n = 1{\cdot}5$. Prechtl, dessen Beobachtungen mit Unrecht von Strassner der Ungenauigkeit geziehen werden, giebt an, dass im Allgemeinen die Hebung rascher erfolge als der Schlag und dass die Hebungsdauer bis auf $\frac{1}{3}$ Schlagdauer abnehmen könne, also $n = 1{\cdot}33$ werde. Jeder weiss übrigens, dass man bei grösseren Vögeln den Flügel im Niederschlag besser sieht, als bei der Hebung, weil letztere rascher von statten geht, und hieraus erhellt, wie die Natur bestrebt ist, diesen schädlichen Koëffizienten möglichst zu vermindern.

Man braucht keine komplizirte Rechnung, um die Nothwendigkeit hiervon einzusehen; denn die durch die Intermission verursachte Mehrbelastung beim Schlag macht eine höhere Schlaggeschwindigkeit nothwendig, als ohne Intermission nöthig wäre, und der Arbeitsverbrauch ist, da die Belastung gegeben ist, der Schlaggeschwindigkeit proportional.

Umgekehrt, wenn durch Vergrösserung oder Verkleinerung des Luftwiderstands-Koëffizienten der Druck ein höherer oder niederer wird, so wird ein geforderter Tragwiderstand schon bei geringerer, bezw. grösserer Schlaggeschwindigkeit erreicht. Alles, was die Grösse des Luftwiderstands-Koëffizienten ändert, also Beschaffenheit der Flächen, Luftstosswinkel etc. beeinflusst daher den Arbeitsverbrauch. Die richtige Konstruktion der Flügel ist also eine Hauptaufgabe des Flugtechnikers, und wir werden noch weiter sehen, wie bewunderungswürdig in der Natur die Flügel ihrer Funktion angepasst sind. Es wird kaum möglich sein, einen Motor zu bauen, der die Arbeit liefert, die ein schlechter Flügel frisst. Die jetzigen Motoren bleiben in Bezug auf Leistungsfähigkeit nicht so weit hinter den an sie zu stellenden Anforderungen zurück, als man gewöhnlich annimmt. Aber in Bezug auf Flügel-Konstruktion bleibt den Technikern noch fast alles zu thun übrig.

§ 13. Schwebe-Arbeit bei schrägem Luftstoss auf horizontale Flugflächen.

Die Formeln des vorigen Paragraphen wurden unter der Voraussetzung aufgestellt, dass der Luftstosswinkel ein rechter sei. Dies ist aber beim Flug niemals der Fall.

Sei wieder die Flugfläche horizontal (Figur 16); s sei die vertikal abwärts gerichtete Schlag-, v die Horizontalgeschwindigkeit, so ist der Luftstosswinkel α ein spitzer $\operatorname{tg} \alpha = \frac{s}{v}$. Dann ist

$$W = G = F \,.\, (s^2 + v^2) \,.\, \sin \alpha \,.\, \zeta \text{ oder da}$$

$$\sqrt{s^2 + v^2} = \frac{s}{\sin \alpha} \quad \text{I)}\ G = F \,.\, s^2 \,.\, \frac{\zeta}{\sin \alpha} \quad \text{und}$$

$$\text{II)}\ A_s = s = \sqrt{\frac{G}{F \,.\, \zeta} \,.\, \sin \alpha}.$$

Vergleicht man dies Resultat mit Formel III, § 11: $A_s = \sqrt{\frac{G}{F \,.\, \zeta}}$, so sieht man, dass bei schrägem Luftstoss der Arbeitsbedarf für das Schweben proportional der Quadratwurzel aus dem Sinus des Luftstoss-Winkels abnimmt, weil nach I der Luftwiderstand im Verhältniss zum Kraftweg s umgekehrt proportional dem Sinus dieses Winkels wächst.

Bei rasch fortschreitendem Flug, wo die Luftstosswinkel immer spitzer werden, braucht also die Flügelbewegung nicht so rasch zu sein, wie beim Rütteln auf der Stelle, wo mit ziemlich stumpfen Stosswinkeln gearbeitet werden muss. Für Luftstosswinkel unter 10^0, wie sie bei grösseren Fliegern thatsächlich beobachtet werden, ergiebt die Formel eine bis zum 3fachen geringere Arbeitsleistung (für $\alpha = 6^0$ eine 3·233 mal geringere) gegenüber senkrechtem Luftstoss.

Jedermann weiss auch, dass die Vögel, und ganz besonders grössere Flieger, in Momenten, wo ihre Horizontal-Geschwindigkeit nur gering ist, z. B. beim Abflug vom Boden, beim Niedersetzen und beim Rütteln auf derselben Stelle, ausnehmend heftige Flügelschläge machen.

Der französische Physiologe Marey behandelt in seinem Buch: „la machine animale locomotion terrestre et aërienne, Paris 1886“ die Frage von der Schwebe-Arbeit bei schrägem Luftstoss. Er sagt:

„Ein mechanischer Apparat, der ein Paar Flügel, ähnlich denen der Vögel, mit stets dem gleichen Kraftaufwand in Bewegung setzt, bewirkt eine grosse Amplitude des Flügelschlags, wenn der Apparat stille steht, dagegen eine kleinere, wenn letzterer eine fortschreitende Bewegung besitzt. Diese Verminderung der Amplitude bei gleich bleibender Treibkraft lässt sich nur aus einer, durch die translatorische Bewegung bewirkten Vermehrung des Luftwiderstandes erklären.“

Wenn man ferner die Flügel durch eine gespannte Feder niederdrücken lässt, so ist die Zeit des Niederschlags $\frac{1}{3}$ Sekunde, wenn der Apparat stille steht, dagegen $\frac{1}{2}$ Sekunde bei einer fortschreitenden Bewegung von 3 m Geschwindigkeit, eine ganze Sekunde für eine Geschwindigkeit von 5·50 m.

Hierin spricht sich das von uns theoretisch abgeleitete Gesetz deutlich aus. Die Schlaggeschwindigkeiten Marey's dürften etwa zwischen 1·50 m und 0.50 m variirt haben. Selbst wenn die von uns benützte Formel nicht streng richtig, bleibt die Thatsache der relativen Luftwiderstandsvermehrung bei spitzem Luftstoss bestehen.

Bewegung, horizontale Geschwindigkeit ist also die Seele des Fluges. Durch sie gewinnt der Vogel erst den nöthigen Stützpunkt in der Luft. Man darf sagen, dass kein grösserer Vogel ohne Ausnützung dieser „Fallverminderung beim Gleiten“ fliegen könnte und dass, wenn sich die Schwebe-Arbeit nach § 12 bezifferte, hiezu eine die Kräfte des Thieres weit übersteigende Arbeitsleistung gehören würde.

Diese Thatsache wurde schon mehrfach beobachtet und die sonderbarsten Erklärungsversuche gemacht. So hat man eine Abnahme der Gravitation bei horizontaler Bewegung in allem Ernste behauptet.

§ 14. Einfluss der horizontalen Geschwindigkeit auf Grösse der Schwebe-Arbeit.

Es scheint nach dem vorigen, als ob die in § 12 aufgestellten Grundsätze für den fortschreitenden Flug an Giltigkeit verlieren müssten; dem ist aber nicht so; vielmehr tritt der schädliche Einfluss der Belastungs-Vermehrung auf die Flächen durch Intermission oder andere Umstände hiebei noch mehr hervor, ebenso die arbeitsersparende Wirkung einer Vermehrung des Luftwiderstands-Koeffizienten.

Der Grund hiefür ist leicht einzusehen.

Vermehrt sich die Belastung durch die Intermission um ein n faches, so braucht der Flügel eine höhere Schlaggeschwindigkeit, und dadurch werden die Luftstosswinkel steiler. Blieben die Luftstosswinkel sich gleich, wie dies bei senkrechtem Luftstoss der Fall war, so wäre der Arbeitsverbrauch $\sqrt{n}$ mal grösser; da aber der Flügel unter stumpferem Luftstoss arbeitet als vorher, so entsteht hiedurch ein abermaliger Mehraufwand an Arbeit, so dass letztere in stärkerem Verhältniss als $\sqrt{n}$ wächst.

Was wir daher über die Wichtigkeit der Verringerung der Intermission und der Erhöhung des Luftwiderstands-Koeffizienten im § 12 gesagt haben, hat ebenso, ja noch in verstärktem Masse, für den Flug mit schrägem Luftstoss Geltung.

Wird die Horizontal-Geschwindigkeit grösser, so vermindern sich sämmtliche Luftstosswinkel und der Bedarf an Schwebe-Arbeit nimmt ab. Die Beziehung zwischen Horizontal-Geschwindigkeit und Schwebe-Arbeit ist leicht zu finden. Es ist (§ 13 II.)

$A_s = S = \sqrt{\frac{G}{F \cdot \zeta}} \cdot \sin\alpha$. Der Kürze halber sei $\sqrt{\frac{G}{F \cdot \zeta}} = q$, dann ist $S^2 = q^2 \cdot \sin\alpha = q^2 \frac{\operatorname{tg}\alpha}{\sqrt{1 + \operatorname{tg}^2\alpha}}$.

Nun ist $\operatorname{tg}\alpha = \frac{S}{v}$, und setzt man dies ein, so kommt $S^4 + S^2 \cdot v^2 - q^4 = o$ und hieraus:

$$\text{I. } S = \pm \sqrt{\frac{-v^2 \pm \sqrt{v^4 + 4q^4}}{2}}.$$

Wenn man auf die Intermission Rücksicht nimmt, hat man statt q $\sqrt{n} \cdot q$ zu setzen, so wird

$$\text{II. } S = \pm \sqrt{\frac{-v^2 \pm \sqrt{v^4 + 4n^2q^4}}{2}}.$$

In diesem Ausdrucke sind nur die positiven Wurzelwerthe brauchbar. Wird auf der rechten Gleichungsseite v grösser und grösser, so

nähert der Ausdruck $\sqrt{v^4 + 4q^4}$ sich mehr und mehr dem Werthe v^2, und für $v = \infty$, wo der Werth der Konstanten $4q^4$ gegenüber v^4 verschwindet, wird $\lim \sqrt{v^4 + 4q^4} = v^2$ und der Werth des ganzen Wurzelausdruckes $= o$, ferner auch $\sin \alpha = o$.

Inwieweit die Vermehrung der Horizontal-Geschwindigkeit in der Praxis wirklich von Nutzen ist, muss einer späteren Erörterung vorbehalten bleiben.

Von Interesse ist die Untersuchung: wie gross muss bei gegebener Horizontal-Geschwindigkeit die Belastung der Flächen sein, wenn ein bestimmter Betrag an Schwebe-Arbeit nicht überschritten werden soll? Es ist nach § 13 I. $W = F . S^2 . \zeta . \frac{1}{\sin \alpha} = F . S^2 . \zeta \frac{\sqrt{1 + tg^2 \alpha}}{tg \alpha}$,

und da $tg \alpha = \frac{S}{v}$, so wird $W = F . S . \zeta . \sqrt{S^2 + v^2}$.

Betrachtet man hier S als gegeben, so sieht man, dass bei Zunahme von v auch W wächst.

Die Beobachtung lehrt nun, dass beim Normalflug die mittlere Schlaggeschwindigkeit der Flügel 8 mal und darüber kleiner ist, als die Horizontalgeschwindigkeit.

Bei einem solchen Verhältnisse nimmt aber der Ausdruck $\sqrt{S^2 + v^2}$ sehr nahezu proportional v zu und zwar um so mehr, je grösser v wird. Wir können daher folgenden, für die praktische Konstruktion von Flugmaschinen wichtigen Satz aufstellen. Ist zur Hebung einer bestimmten Last eine gewisse Arbeitsgrösse und eine bestimmte Flugfläche verfügbar, so muss die horizontale Geschwindigkeit nahezu proportional der Belastung der Flugflächen zunehmen. Je schwerer man das Luftschiff bei gegebener Flügelgrösse macht, um so schneller muss es fliegen.

Dies leuchtet auch ein, wenn man bedenkt, dass das Luftschiff, je rascher es vorwärts gleitet, eine um so grössere Menge Luft gleichsam als Unterlage mit ausnützt, und deswegen eines um so viel weniger raschen Flügelschlages bedarf, um sich zu tragen.

§ 15. Schwebe-Arbeit für Niveau-Aenderungen.

Die bisherigen Formeln über die Schwebe-Arbeit sind nur für den Fall bewiesen, dass das Luftschiff sein Niveau einhält, also sich in einer Horizontalen vorwärts bewegt. Ist dies nicht der Fall, steigt oder sinkt während des Flügelschlages das Luftschiff mit der Geschwindigkeit $\pm \sigma$, so muss beim Steigen die Schlag-Geschwindigkeit um den Betrag von σ zunehmen, beim Sinken sich vermindern, damit der Flügel der Schwebe-Bedingung genüge und die Bewegung gleichmässig fortgesetzt werden könne.

Bezeichnet S_1 die Schlag-Geschwindigkeit des Flügels von einem fixen Niveau aus, so ist hiernach die wirkliche Schlag-Geschwindigkeit S

1. für das Steigen $S = S_1 + \sigma$
2. für das Schweben $S = S_1$,
3. für das Sinken $S = S_1 - \sigma$.

Diese Geschwindigkeiten sind die Masszahlen der pro Kilogramm und Zeiteinheit aufgewendeten Schwebe-Arbeit. Um die totalen Arbeiten zu finden, muss man sie mit dem Gewichte G des Luftschiffes und der Arbeitszeit t multipliziren. Wird innerhalb der Arbeitszeit t eine Niveau-Aenderung $\pm$ h erreicht, so wird $\sigma = \pm \frac{h}{t}$ und die Flugarbeit

$$A = S_1 . G . t \pm \frac{h}{t} . G . t \text{ oder } A = A_S . G . t \pm h . G.$$

In Worten: Während bei einer auf fester horizontaler Grundlage ruhenden Last das Arbeitsbedürfniss zur Erhaltung des Niveaus gleich Null ist, erfordert das Schwebenbleiben in einem Medium, das spezifisch leichter ist, wie die eingetauchte Last, eine bestimmte aktive Arbeit, die Schwebe-Arbeit. Bei Niveau-Aenderungen summirt sich die Gefälls-Arbeit zu der Schwebe-Arbeit.

Vorausgesetzt ist hierbei vorläufig, dass das Luftschiff mit gleichmässiger Geschwindigkeit steigt oder fällt, also ohne Intermission gearbeitet wird.

Der Satz gilt nicht nur für eine nach Art eines Vogels gebaute Maschine, sondern für jede Maschine überhaupt, welche dadurch Auftrieb schafft, dass sie einer Masse Luft eine bestimmte Abwärts-Beschleunigung ertheilt.

Interessant ist der Fall, wenn beim Sinken des Vogels die Grösse $A_s . G - h . G$ gleich Null wird, wo also der Vogel aktive Arbeit nicht leistet, sondern mit ausgebreiteten Flügeln sinkt. Seine Fallhöhe ist dann gleich der Schwebe-Arbeit ohne Intermission.

Aus Formel I. § 14 berechnet sich die zu einer bestimmten Fallhöhe gehörige Horizontal-Geschwindigkeit. Es wird durch Umkehrung derselben

$$v = \frac{1}{S} \sqrt{q^4 - S^4}.$$

Nehmen wir als Beispiel einen der grössten und ausgezeichnetsten Segler, den Ohrengeier. Derselbe hat nach M o u i l l a r d eine Flügelfläche von 1·113 m^2, ein Gewicht von 8·152 Kilo, folglich eine Flächenbelastung von 7.323 Kilo. Setzen wir $\frac{\gamma}{g} = 0{\cdot}12 = \zeta$, ferner den wegen der

Flächenkrümmung einzuführenden Vermehrungs-Koeffizienten $\xi = 1{\cdot}75$, so wird $q^2 = \frac{7{\cdot}323}{0{\cdot}12 \,.\, 1{\cdot}75}$ und für

1. $S = 2$ m, $v = 17{\cdot}94$ m, $\alpha = 7^0\ 59'$,
2. $S = 3$ m, $v = 11{\cdot}65$ m, $\alpha = 14^0\ 26'$,
3. $S = 4$ m, $v = 8{\cdot}09$ m, $\alpha = 31^0\ 14'$.

Da bei grösseren Luftstoss-Winkeln der Koeffizient ξ kleiner genommen werden muss, würden wir unter Rücksichtnahme hierauf bei 2 und 3 grössere Horizontal-Geschwindigkeiten und kleinere Luftstosswinkel erhalten haben. Die Zahlen stimmen aber auch in 1 mit den Naturbeobachtungen insofern nicht überein, als ein kreisender Geier viel langsamer sinkt, als er bei einer so grossen Horizontal-Geschwindigkeit der Formel nach thun sollte. Wahrscheinlich beträgt die Fallhöhe eines solchen Vogels nicht mehr als 0·50 bis höchstens 0.70 m.

Wir haben also den Luftwiderstand viel zu niedrig veranschlagt. Der Fehler liegt vermuthlich darin, dass der Widerstand proportional dem Inhalt F der Flugflächen gesetzt wurde. Bei so bedeutend grossen Flächen muss sich, sobald der Exponent von F grösser ist als 1 (aber kleiner als $\frac{3}{2}$), der Widerstand erheblich steigern.

§ 16. Flug-Arbeit bei Bewegung des Luftschiffes in Normal-Bahnkurven.

In Folge der Intermission bewegt sich der Schwerpunkt des Luftschiffes in einer krummen Linie vorwärts. Wir müssen also untersuchen, in welcher Weise diese Schwerpunkts-Schwankungen den Arbeitsverbrauch beeinflussen.

Vielfach besteht die Meinung, dass durch diese Oscillationen ein direkter Arbeitsverlust in der Weise verursacht werde, dass die Oscillationshöhe als Mass dafür gelten könne. Unter andern wird auch von Marey diese Ansicht vertreten. Strassner setzt gar die gesammte Schwebe-Arbeit diesen Oscillationen proportional. Im Folgenden werden wir deshalb eingehend den Beweis für die Unrichtigkeit dieser Anschauung liefern.

Der Intermissions-Arbeitsverlust wird durch den Zusatz des Intermissions-Koeffizienten n unter dem Wurzelzeichen in Formel II § 14:

$$S = \pm\sqrt{\frac{-v^2 + \sqrt{v^4 + 4n^2 q^4}}{2}}$$

erschöpfend ausgedrückt, und bildet die Oscillationshöhe, obwohl in enger Beziehung zum Intermissions-Koeffizienten stehend, doch keineswegs ein Mass der Arbeitsverluste.

Zunächst betrachten wir den Fall der Auf- oder Abwärtsbewegung in einer Kurve. Hierbei ist die Flugarbeit $A = As \,.\, G \pm h \,.\, G$.

Hier bedeutet A_s die auf Gewichts- und Zeiteinheit reduzirte Schwebe-Arbeit, welche zur Hervorbringung des beliebig geformten Hebefeldes von einem fexirten Horizontal-Niveau aus erforderlich ist.

G = Gewicht und $\pm h$ = Höhe der Niveau-Aenderung.

Denkt man sich zum Beweise die Kurvenbahn in unendlich viele als Gerade zu betrachtende Abschnitte und das Kräftefeld in ebenso viele zugehörige als Rechtecke zu betrachtende unendlich schmale Streifen getheilt, so ist während des unendlich kurzen Zeitraumes dt die geleistete Arbeit (nach § 15):

$dA = dA_s \cdot G \pm G \cdot dh$, folglich ist auch für die Summe aller dA:

$$A = A_s \cdot G \pm h \cdot G.$$

Mit Hilfe dieses Satzes bestimmen wir nun die Schwebe-Arbeit für den Horizontalflug mit Intermission.

Zunächst nehmen wir an: die Hebekraft H wirke gleichmässig, das Hebefeld sei also ein Rechteck. Die Intermission sei eine vollständige, so dass $H = n \cdot G$.

Es sei ferner $AC = T$ = Schwingungsdauer (Fig. 17, Tafel I)

$$AB = \frac{T}{n} = \text{Schlagdauer}, \quad AG = \tfrac{1}{2} \cdot \frac{T}{n} = \frac{T}{2n}.$$

Das Minimum der Bahnkurve liegt in diesem Falle auf halber Schlagdauer bei G. Die Bahnkurve geht nach § 4 durch den Punkt B.

Nun ist die in dem Zeitabschnitt AG geleistete Flugarbeit

$$A_1 = n \cdot G \cdot A_s \cdot \frac{T}{2n} - \overline{EG} \cdot n \cdot G$$ und die Flugarbeit zw. G u. B

$$A_2 = n \cdot G \cdot A_s \cdot \frac{T}{2n} + \overline{EG} \cdot n \cdot G$$ folglich

$$A_1 + A_2 = G \cdot A_s \cdot T.$$

A_s ist die vom fixirten Horizontalniveau geleistete Schwebe-Arbeit für die Hebekraft $n \cdot G$.

T ist die Dauer der Flügelschwingung.

Die Flugarbeit ändert also ihren Werth in Folge der Schwerpunkts-Schwankungen nicht.

Um den Satz für jedes beliebige Hebefeld zu erweisen, betrachten wir den einfachsten Fall eines ungleichmässig hohen Hebefeldes, nämlich wenn dasselbe bei vollkommener Intermission aus zwei der Lage und Grösse nach gegebenen Rechtecken stufenförmig zusammengesetzt ist.

H_1 und H_2 seien deren Höhen (Figur 18) AE und BE ihre Grundlinien, so dass $H_1 \cdot AE = f_1$, $H_2 \cdot BE = f_2$ und $f_1 + f_2 = G \cdot T$ ist (nach der Gleichgewichts-Bedingung).

Nun ist die Flugarbeit in der Zeit AE gleich Schwebe-Arbeit für $H_1 = A_I$ minus Fallhöhe $\overline{EG}$ mal Hebedruck H_1.

Arbeit in der Zeit $AE = A_I - \overline{EG} \,.\, H_1$ und ebenso wird

Arbeit in der Zeit $EB = A_{II} + (EG - BH) \,.\, H_2$ folglich

Arbeit in der Zeit $AB = A_I + A_{II} + EG \,.\, H_1 + (EG - BH) \,.\, H_2$

Nach unserem Satz soll dieser Ausdruck gleich sein der Schwebe-Arbeit vom fixirten Horizontalniveau aus gleich $A_I + A_{II}$. Es muss also der zweite Theil desselben gleich Null werden in Zeichen:

$$(EG - BH) \,.\, H_2 - EG \,.\, H_1 = 0 \text{ oder } (EG - BH) : \overline{EG} = H_1 : H_2.$$

Zum Beweise bestimmen wir die Bahn-Ordinaten EG und BH nach den in § 4 gegebenen Sätzen. Es ist: Bahnordinate gleich Hebeweg minus Fallweg minus Weg der Anfangs-Fallgeschwindigkeit. Hienach wird

$$EG = \frac{f_1}{M} \cdot \frac{\overline{AE}}{2} - \tfrac{1}{2} \overline{AE}^2 \,.\, g - \overline{AE} \,.\, g \left(\frac{T}{2} - P\right),$$

$$BH = \frac{f_1 + f_2}{M} \cdot \left(\frac{T}{n} - P\right) - \tfrac{1}{2} \overline{AB}^2 \,.\, g - \overline{AB} \,.\, g \,.\, \left(\frac{T}{2} - P\right)$$

Hier bedeutet M die Masse des Luftschiffs, n den Intermissions-Koeffizienten, P die Schwerpunkts-Abscisse des stufenförmigen Kräftefelds. Dieselbe berechnet sich aus f_1, f_2, $\overline{AE}$, $\overline{BE}$, und dem Intermissions-Koeffizienten n auf $P = \tfrac{1}{2} \overline{AE} + \frac{f_2}{2n \,.\, g}$

Setzt man die Werthe in den Bruch $\frac{\overline{EG} - \overline{BH}}{\overline{EG}}$ ein, so kommt nach einigen Umformungen, wenn man berücksichtigt, dass $(f_1 + f_2) = g \,.\, T$ und $AE + EB = AB = \frac{T}{n}$ ist:

$$\frac{\overline{EG} - \overline{BH}}{\overline{EG}} = \frac{f_1 \left(\frac{T}{n} - AE\right)}{f_2 \,.\, \overline{AE}} = \frac{f_1 \,.\, \overline{EB}}{f_2 \,.\, \overline{AE}},$$

Und da $f_1 = H_1 \,.\, \overline{AE}$, $f_2 = H \,.\, \overline{EB}$, so kommt:

$$\frac{\overline{EG} - \overline{BH}}{\overline{EG}} = \frac{H_1}{H_2},$$ was zu beweisen war.

Aus der Figur ist ersichtlich, dass die Hebung in der zweiten Hälfte des Schlages unter einem höheren Druck erfolgt, als das Sinken in der ersten Hälfte. In Folge dessen ist die beim Sinken eintretende Arbeits-Ersparniss nicht grösser als der Mehraufwand an Arbeit bei der niedrigeren Hebung zu Ende des Schlages.

Würde man das stufenförmige Hebefeld umdrehen, d. h. das hohe Rechteck zuerst und dann das niedrige setzen, so würde das Sinken unter

dem höheren, das Ansteigen unter dem niederen Druck vor sich gehen, und dann müsste die Steighöhe grösser sein, als die Fallhöhe. In diesem Falle liegt aber auch der Schwerpunkt des Hebefeldes in der ersten Hälfte des Schlages und die Bahn ist (nach § 4, Ziffer 3) bei B wirklich höher als die Leitlinie. Es findet also dadurch eine Arbeits-Kompensation statt, dass die Niveaulage des Luftschiffes zu Ende des Schlages je nach Lage des Kräfteschwerpunktes sich verschiebt, und dies gilt nicht nur für das von uns betrachtete stufenförmige Kräftefeld, sondern für jedes beliebige andere.

Nach § 4 Ziffer 2 ist die Amplitude der Oscillationen dem Quadrat der Schwingungsdauer proportional. Vergleichen wir zwei Flugthiere, deren Schwingungszeiten sich verhalten mögen wie 1 : z und die mit gleichem Intermissions-Koeffizienten arbeiten: dann verhalten sich ihre Oscillationshöhen wie $1 : z^2$; die Zahl ihrer Flügelschwingungen in gleichen Zeiten umgekehrt wie z : 1. Das grössere Thier macht also z mal weniger Oscillationen, aber z^2 mal höherere, hat also in Summa eine z fach grössere Oscillationshöhe wie das kleinere. Trotzdem sind die Intermissionsverluste bei beiden die gleichen; denn es wird beim Niedersinken zu Anfang des Schlages die in der Oscillationshöhe steckende Arbeitsmenge zur Erzeugung von Schwebe-Arbeit mit verwerthet.

Die Flugarbeit beim Normalflug mit gegebener Horizontal-Geschwindigkeit ist daher $A = A_S . t . G$, wo t die Arbeitszeit bezeichnet, und bei Erreichung einer Niveau-Aenderung h ist.

$$A = A_S . t . G \pm G . h$$

A_S ist bei nicht zu steilem Ansteigen nahezu konstant.

§ 17. Einfluss der Rumpf-Reaktionen auf die Schwebe-Arbeit.

Nach § 5 ist aber die Schwerpunkts-Bahn des Systems sehr verschieden von der Rumpfbahn, da der Schwerpunkt seine Lage im System in Folge der Flügelbewegung fortwährend ändert.

Es sei (Fig. 19) ADC die Kurve der Schwerpunkt-Schwankungen, RER jene der Rumpfschwankungen. Würde der Anheftungspunkt des Flügels, d. i. jener Punkt, von dem aus die Arbeit geleistet wird, der Kurve ADC folgen, so wäre die Flugarbeit $A = A_S . G . t$. Nun folgt aber die Rumpfbahn der Kurve RE. Dieselbe liegt bei A um AR tiefer, zu Ende des Schlages, bei B um DE höher, als die Schwerbahn. Das Luftschiff wird daher um den Betrag (AR + ED) gehoben, und hierdurch entsteht ein Arbeitsverlust:

$$u_1 = (AR + ED) . (H - f).$$

Hier bedeutet H einen Mittelwerth für die Höhe des Hebefeldes. f das Gewicht des Flügels, das beim Schlag widerstandsvermindernd sich geltend macht.

Da bei der Hebung des Flügels der Rumpf nach unten nachgiebt, so entsteht hier wieder ein Arbeitsverlust:

$u_2 = (AR + ED)\,f$, so dass der durch die Rumpf-Reaktionen verursachte Arbeitsverlust gleich ist $u_1 + u_2 = U = (AR + ED)\,.\,H$.

Damit diese Rumpf-Reaktionen so gering als möglich werden, muss also der Flügel so leicht wie möglich sein.

Die Richtigkeit dieser Anschauung ist sehr leicht einzusehen. Weil der Rumpf entgegen dem Flügelschlag nach oben ausweicht, müssen die Flügel, um ihren Luftwiderstand zu erzielen, einen ausgiebigeren Schlag führen.

Marey bespricht in einer Abhandlung über die Grösse der Flugarbeit auf Grund seiner momentphotographischen Beobachtungen den Einfluss der Rumpf-Schwankungen und sagt:

„Diese Oscillationen (er meint die Rumpf-Reaktionen) berühren den Total-Schwerpunkt nicht, den man bei Beurtheilung der Massenverschiebung allein ins Auge fassen muss."

Und später: „Da der Schwerpunkt des Vogels sich nahezu in einer Geraden vorwärts bewegt, hat der Vogel keine Arbeit zur Hebung seines Körpers zu leisten."

Marey ist also der Ansicht, bloss die Schwankungen des Total-Schwerpunktes, nicht aber die Rumpf-Reaktionen seien bei Berechnung des Arbeitsverbrauches von Einfluss, und dies ist, wie gezeigt, vollständig irrig, vielmehr ist das Gegentheil der Fall.

Es lassen sich aber gegen die Beobachtungs-Methode Marey's noch zwei Einwände geltend machen.

1. Die drei Kreuze, welche in der Figur Marey's (Fig. 7) das Maximum und Minimum der Schwerbahn bezeichnen sollen, stehen nicht an den Stellen, welche den theoretischen Erwägungen entsprechen. Aus einer Randbemerkung Marey's scheint ferner hervorzugehen, dass er die wirkliche Lage des Schwerpunktes nicht für alle Stellungen auf seiner Photograpie ermittelt hat. Es bleibt also fraglich, ob Marey diese Oscillationen nicht doch grösser gefunden hätte, wenn er die wirkliche Lage der Maxima und Minima gekannt und danach seine Untersuchung eingerichtet hätte.

2. Ferner ist die von ihm als Rumpfbahn bezeichnete Kurve durch die Augen der einzelnen Bilder nicht die Bahn des Rumpf-Schwerpunktes, da der Vogel um den merklich hinter dem Auge zurückliegenden Schwer-

punkt drehende Oscillationen macht und in Folge dessen das Auge bald höher bald tiefer liegt, als der mittleren Stellung zur Rumpfbahn entspricht.

Der Schluss Marey's, dass der Schwerpunkt des Vogels sich nahezu in einer Geraden bewege, ist daher nicht gerechtfertigt.

§ 18. Schwebe-Arbeit bei ungleichmässiger Geschwindigkeit der Flächen.

Die bisherigen Schwebearbeits-Formeln wurden unter der Annahme horizontaler und gleichmässig bewegter Flugflächen festgestellt.

Der Flügel ist aber eine oscillirende, also im Allgemeinen nicht horizontal liegende, mit verschiedenen Geschwindigkeiten arbeitende Platte.

Wir müssen daher untersuchen, welche Schwebe-Arbeit man braucht, wenn mehrere Flächen-Elemente, mit verschiedenen Geschwindigkeiten arbeitend, zusammen einen gegebenen Luftwiderstand erzeugen sollen. Für's erste nehmen wir senkrechten Luftstoss an. Sei W der verlangte Widerstand, f die Grösse der Flächen-Elemente. Dann ist:

1. $W = f \cdot \zeta\,(v_1^2 + v_2^2 + \ldots)$ und die Schwebe-Arbeit;

2. $A = f \cdot \zeta\,(v_1^3 + v_2^3 + \ldots)$. = Minimum.

Soll letzterer Ausdruck ein Minimum werden, so muss, wie leicht zu erweisen $v_1 = v_2 = \ldots$, also die Geschwindigkeit eine gleichmässige sein.

Der Satz gilt übrigens für beliebige Exponenten von v; wenn $v_1^{n} + v_2^{n} + \ldots = \text{const.}$, so ist $v_1^{(n+1)} + v_2^{(n+2)} + \ldots =$ Minimum für $v_1 = v_2 = \ldots$

Die Ungleichmässigkeit der Bewegungs-Geschwindigkeit verursacht also einen Mehraufwand an Schwebe-Arbeit gegenüber dem Falle, dass alle Flächen-Elemente, mit einer mittleren Geschwindigkeit arbeitend, den nämlichen Nutzwiderstand liefern.

Dies ist leicht durch folgende Ueberlegung einzusehen. Arbeiten zwei Flächen-Elemente mit ungleicher Geschwindigkeit auf Erzeugung eines gegebenen Widerstandes, so braucht die langsamer arbeitende weniger, die schneller schlagende mehr Schwebe-Arbeit, als in dem Falle, wo beide mit gleicher Geschwindigkeit arbeiten. Folglich findet bei der ersten Arbeits-Ersparniss, bei der zweiten Arbeitsverlust statt, und die Ersparniss bei der ersten vermag den Verlust bei der zweiten deshalb nicht zu decken, weil letztere den grösseren Theil des Nutzdruckes liefert.

Das gleiche Gesetz gilt für den Fall, dass ein Flächen-Element in aufeinander folgenden Zeitabschnitten mit wechselnder Geschwindigkeit arbeitet; auch hier wird durch die ungleichmässige Vertheilung der Schwebe-Arbeit auf die verschiedenen Zeitmomente Arbeitsverlust verur-

sacht. Die Intermission bei senkrechtem Luftstoss ist ein Beispiel hiervon, wenn man die Sache so betrachtet, als ob der Flügel bei der Hebung, wo er nicht wirkend gedacht ist, mit unendlich kleiner Geschwindigkeit, also unendlich kleinem Nutzwiderstand niederschlüge, und wir haben gesehen, in welcher Weise durch sie Arbeitsverlust entsteht.

Ist der Luftstoss-Winkel kein senkrechter, und sollen wieder mehrere Flächen-Elemente zusammen einen bestimmten Nutzwiderstand liefern, so ist $W = f . \zeta . (v_1{}^2 . \sin \alpha_1 + v_2{}^2 \sin \alpha_2 + \ldots)$.

Nun stehen am Flügel die Bewegungs-Geschwindigkeiten der einzelnen Profile in einer ganz bestimmten Beziehung zu einander und müssen als etwas Gegebenes aufgefasst werden. Willkürlich bleiben sonach die Luftstosswinkel, und die Aufgabe ist daher, letztere so zu bestimmen, dass die Schwebe-Arbeit ein Minimum wird. Wir haben als Bedingungs-Gleichung:

$W = f . \zeta\ (v_1{}^2 . \sin \alpha_1 + v_2{}^2 . \sin \alpha_2 + \ldots)$ und als Arbeitsgleichung
$A = f . \zeta\ (v_1{}^3 . \sin \alpha_1 + v_2{}^3 . \sin \alpha_2 + \ldots) =$ Minimum.

Und dieses Minimum findet, wie leicht zu erweisen ist, dann statt, wenn $v_1 . \sin \alpha_1 = v_2 . \sin \alpha_2 =$ Const.

Der Ausdruck $v_1 . \sin \alpha_1$ giebt den Kraftweg des Flächen-Elementes. — In Worten heisst der Satz: Die Schwebe-Arbeit wird ein Minimum, wenn sämmtliche Flächen-Elemente mit dem gleichen Kraftweg arbeiten.

Dies gilt auch für die Vertheilung der Arbeitsleistung auf die Arbeitszeit.

Ungleichmässige Arbeitsabgabe, sowohl dem Orte als der Zeit nach, hat Arbeitsverlust zur Folge.

Arbeitet z. B. ein Profil mit wechselndem Kraftweg, also auch mit wechselnder Belastung, so ist die Länge des Kraftweges bei Erzeugung eines gegebenen Durchschnitts-Widerstandes immer grösser, als wenn die Schwebe-Arbeit mit gleichmässigem Kraftweg, also unter mittlerer Belastung geleistet worden wäre.

Dieser Satz ist von grösster Wichtigkeit für die Beurtheilung von Flugsystemen und aërodynamischen Apparaten überhaupt, und wird uns als Grundlage bei unserer Theorie des Flügels dienen.

Hiermit ist der erste Theil der Mechanik des Fluges, welcher die allgemeinen Grundsätze der Aërodynamik enthält, beendet. Trotz der Mangelhaftigkeit unserer Kenntniss des Luftwiderstandes war es, wie man sieht, möglich, eine Reihe allgemeiner Gesichtspunkte aufzustellen.

Hierher gehört das über die Form der Bewegung Gesagte; ferner die Aufstellung des Begriffs der Schwebe-Arbeit und der mathematische Beweis für die Fallverminderung beim Gleiten.

Wenn auch die meisten Gedanken nicht neu, sondern grossentheils schon anderwärts veröffentlicht sind, so dürfte doch die Zusammenstellung und die Exaktheit der Beweise einiges Verdienst in Anspruch nehmen, und steht zu hoffen, dass wir endlich einmal dahin gelangen, eine bestimmte Summe positiver und unbestreitbarer Kenntnisse auf diesem bis jetzt so spärlich bebauten Gebiete zu gewinnen und damit die Aëronautik zur Wissenschaft zu erheben.

IV. Kapitel.

Der mathematische Flügel.

§ 19. Schwebe-Arbeit bei nicht horizontalen Flugflächen.

Da die Flügelflächen im Allgemeinen nicht horizontal liegen, ist zunächst der allgemeine Fall zu besprechen, dass eine gegebene Last G mittelst einer nicht horizontalen Fläche M N gehoben werden soll. Sei φ die Neigung der Fläche (Figur 19, Tafel II) zur Horizontalen; dann wirkt nicht der ganze Luftwiderstand W auf Hebung, sondern nur eine Komponente $\overline{AG} = W \cdot \cos \varphi$.

In Folge dessen muss die Fläche mehr Luftwiderstand erzeugen und dies bedingt einen Mehrverbrauch an Schwebe-Arbeit. Die der Luft ertheilte Geschwindigkeit $\overline{AW}$ zerlegt sich in die vertikale Komponente $\overline{AG}$ und in die horizontale Komponente $\overline{GW}$.

Die totale in die Luft gelegte Arbeit ist

$$A_S = \tfrac{1}{2} \overline{AW}^2 . \mu = \tfrac{1}{2} \mu (\overline{AG}^2 + \overline{GW}^2),$$

wo μ die Masse pro Zeit-Einheit geförderten Luft bedeutet.

Hiervon kommt blos die Arbeitsgrösse $\frac{1}{2} \mu \cdot \overline{AG}^2$ als Schwebe-Arbeit wirklich zur Geltung, indem sie den Auftrieb der Fläche erzeugt. Die Arbeitsmenge $\frac{1}{2} \cdot \mu \cdot \overline{GW}^2$ bleibt für Hebung der Last unausgenützt und erzeugt einen Seitendruck, der das Luftschiff in horizontaler Richtung zu verschieben strebt.

Die Bewegungs-Richtung der Fläche, vorausgesetzt, dass der Luftstosswinkel positiv bleibt, hat auf die Arbeitszerlegung keinen Einfluss, weil die Luft immer in der Normalrichtung der Fläche weggeschoben wird.

Bei kleinen Neigungswinkeln der Fläche ist hiernach der Arbeitsverlust unbedeutend; für einen Winkel von 10^0 beträgt er ca. 3 %.

Für einen Neigungswinkel von 45^0 wird er der Schwebe-Arbeit gleich.

Verallgemeinern wir den Satz, so heisst er: Soll eine Flugfläche eine gegebene Kraftwirkung in irgend einer Richtung leisten, so muss ihre Normale möglichst nahe mit der nützlichen Richtung der Kraft zusammenfallen, damit bei möglichst geringer Belastung der Fläche, also kleinem Kraftweg, die verlangte Kraftwirkung erzielt wird.

Dies ist neben dem Satz von der Gleichmässigkeit der Kraftwege der zweite Hauptgesichtspunkt bei Beurtheilung aërodynamischer Apparate, und wir können nunmehr zur Aufstellung der Flügelgleichung schreiten.

§ 20. Gleichung des Flügels.

Bei Aufstellung einer mathematischen Bedingung für die Flügelfläche erinnern wir uns der Sätze über die Form der Bewegung. Hiernach bestimmt sich aus der Horizontalgeschwindigkeit und der Schlaggeschwindigkeit eines Profils Bewegungsrichtung und Geschwindigkeit aller übrigen; die Form der Bewegung ist daher als gegeben zu betrachten.

Nun wird nach § 18 die Schwebe-Arbeit ein Minimum, wenn sämmtliche Profile mit dem gleichen Kraftwege arbeiten.

Es ist also die Aufgabe, die Profile der Art einzulegen, dass diese Bedingung erfüllt wird, dass $c \cdot \sin \alpha = k$, wo c die Bewegungsgeschwindigkeit des betrachteten Profils, α dessen Luftstosswinkel, k den konstanten Kraftweg bedeutet.

Es bezeichne ferner wie in § 2 v die Horizontal-, S die Schlaggeschwindigkeit, l den Abstand des betrachteten Profils von der Drehachse, β den Absteigewinkel. Dann ist $c^2 = (v^2 + l^2 S^2)$ also $\sin \alpha = \frac{k}{\sqrt{v^2 + l^2 . S^2}}$

Um in dieser Formel nur Grössen zu haben, welche am Flügel direkt messbar sind, drücken wir den Kraftweg k durch den Profilwinkel der Flügelbasis, den „Grundwinkel" α_0 aus. Für das Basisprofil ist $l = o$ also $\sin \alpha_0 = \frac{k}{v}$ oder $k = v . \sin \alpha_0$.

Und wenn man dies einsetzt und berücksichtigt, dass

$$\frac{v}{\sqrt{v^2 + l^2 . S^2}} = \cos \beta, \text{ so kommt}$$

$$\text{I. } \sin \alpha = \sin \alpha_0 . \cos \beta.$$

Sehen wir hiernach, welche Form sich für unsern Flügel ergiebt.

In Figur 20a (Tafel II) sind die Abstände von A, in welchen die numerirten Profile die Linie AL schneiden gleich den Abständen dieser

Profile von der Drehachse; die bei c_1, c_2 ... endigenden Theillinien seien nach Grösse und Richtung gleich der Bewegungsgeschwindigkeit der einzelnen Profile.

Profil 1 ist die Flügelbasis; sie ist in dem Grundwinkel $\alpha_0 = 6^0$ aufgedreht, AC_1 = Horizontalgeschwindigkeit v.

Bei Profil 2 ist $a = \beta$, also der Profilwinkel $\varphi = (\beta - \alpha) = o$. Um den Abstand dieses Profils zu finden, beachte man, dass für dasselbe $l_2 . S = k = v \sin \alpha_0$ folglich $l_2 = \frac{v}{S} \sin \alpha_0$.

Um den Abstand desjenigen Profils zu finden, das ebensoviel abgedreht ist als die Basis des Flügels aufgedreht (Profil 3), was in mehrfacher Hinsicht von Interesse ist, beachten wir, dass in diesem Fall $\varphi = (\beta - \alpha) = \alpha_2$ also $\alpha = \beta - \alpha_0$ ist und setzt man dies in die Gleichung I ein, so wird nach einigen Umformungen $\operatorname{tg} \beta = 2 \operatorname{tg} a$ und der Abstand l_3 wird, da

$$\operatorname{tg} \beta = l_3 \frac{S}{v}$$

$$l_3 = \frac{2v}{S} . \operatorname{tg} \alpha \quad \text{nun ist}$$

$$l_2 . = \frac{v}{S} . \sin \alpha \quad \text{folglich}$$

$$\frac{l_2}{l_3} = \frac{\cos \alpha}{2}$$

Profil 4 ist beliebig eingelegt. Bei Profil 5 ist die Flügelspitze. Die Schlaggeschwindigkeit der letzteren ist gleich $\frac{1}{3}$ v gesetzt, was den Naturbeobachtungen zufolge sehr viel ist.

Figur 18 b zeigt den Flügel in der Projektion auf eine zur Drehachse senkrechte Ebene. Die Begrenzungslinien des Flügels sind zur Projektionsebene parallele Schnitte, die Breite ist stark übertrieben. Die zunächst der Basis liegenden Partien des Flügels sind somit aufgedreht, die äusseren Partien sind abgedreht: der Flügel hat eine windschief verdrehte Gestalt.

Die Bewegungsrichtungen der sämmtlichen Profile bilden zusammen eine windschiefe Fläche. Nun werden die Luftstosswinkel um so spitzer, je weiter nach aussen man am Flügel geht, je grösser also der Absteigewinkel β wird. Die Profile „stehen aussen etwas näher am Winde", als an den inneren Partien des Flügels. Die Flügelfläche ist daher keine windschiefe Fläche, aber derselben sehr ähnlich.

Aus dem Verhältniss $\frac{l_2}{l_3}$, wie wir es für den Abstand der Profile 2 und 3 fanden, lässt sich auf den Grad der Aehnlichkeit mit einer windschiefen Fläche schliessen.

Für diese letztere ist $\frac{l_2}{l_3} = \frac{1}{2}$,

für den Flügel $\frac{l_2}{l_3} = \frac{\cos \alpha_0}{2}$

Je näher $\cos \alpha_0$ gleich 1 ist, je kleiner der Grundwinkel, um so ähnlicher ist die Flügelfläche der windschiefen.

Sehr leicht können wir aus der Bedingungs-Gleichung I auch eine Gleichung für die Flügelfläche ableiten. Wir wählen rechtwinklige Koordinaten und die Drehachse als x-Achse, die Flügellängslinie als y-Achse.

In der Gleichung I müssen wir den Luftstoss-Winkel α durch den Profilwinkel φ ausdrücken; es ist $\alpha = \beta + \varphi$ folglich

$\sin(\beta + \varphi) = \sin \alpha_0 \cdot \cos \beta$ und hieraus

$\frac{tg\beta + tg\varphi}{\sqrt{1 + tg^2 \varphi}} = \sin \alpha_0$; nun ist $tg\beta = x \cdot \frac{S}{v}$, ferner $tg\varphi = \frac{z}{x}$ setzt man diese Worte ein, so kommt als Flügelgleichung

$$\text{II. } x^2 \cdot y^2 \frac{S^2}{v^2} + 2\frac{S}{v} \cdot x \cdot y \cdot z + z^2 \cdot \cos^2 \alpha_0 - x^2 \sin^2 \alpha_0 = 0.$$

Die Fläche besteht aus zwei in der Flügel-Längslinie sich schneidenden Flächen.

Ein vertikaler Schnitt parallel zur Flügellängslinie (zur y-Achse) ergiebt als Schnittfigur einen Kegelschnitt (eine Hyperbel), die in unserem Falle sich einer Geraden nähert.

Die Beobachtung am freifliegenden Vogel bestätigt das Resultat der theoretischen Untersuchung. Figur 21, Tafel I giebt eine nach den Abbildungen Pettigrew's entworfene Zeichnung des Flügels beim Niederschlag.

Auch Marey lässt den Flügel aus einer passiven aufgedrehten und einer aktiven abgedrehten Fläche bestehen. Aehnliches konstatiren alle Beobachter. Ebenso zeigen die Moment-Photographien von Marey und Anschütz (Fig. 23, Tafel III), soweit sie dem Normalflug ähnliche Verhältnisse darstellen, die beschriebene Krümmung der Flächen.

Unter günstigen Verhältnissen lässt sich dies auch direkt beobachten. Wer jemals eine aufgescheuchte Krähe, noch besser einen grösseren Geier aus der Nähe hat flüchten sehen, dem wird gewiss die Torsion des Flügels beim Niederschlag aufgefallen sein.

§ 21. Kritik der Flügel-Gleichung.

Gegen die Richtigkeit der vorstehenden Ausführungen lässt sich einwenden, dass zwar der Luftwiderstand bei Erfüllung der Flügel-

Gleichung mit dem möglichen Arbeitsminimum erzeugt werde, dass es aber nicht auf das Verhältniss $\frac{\text{Arbeit}}{\text{Luftwiderstand}} = \frac{A}{W}$, sondern auf das Verhältniss $\frac{\text{Arbeit}}{\text{Hebekraft}} = \frac{A}{H}$ ankomme.

Da nun beim Flügel die Profile im Allgemeinen nicht horizontal liegen, so ist die Hebekraft kleiner als der Luftwiderstand und $\frac{A}{H} > \frac{A}{W}$.

Wir müssen daher noch beweisen, dass die Erfüllung der Flügel-Gleichung auch das Verhältniss $\frac{A}{H}$ zu einem Minimum macht.

Da die Befolgung des üblichen Weges zu sehr unhandsamen Formeln führt, so kann die Richtigkeit des Satzes durch folgende Ueberlegung gezeigt werden.

Eine Aenderung des Profilwinkels behufs besserer Ausnützung der Tragkraft des Luftwiderstandes muss in dem Sinne erfolgen, dass die Lage der Profile der Horizontalen sich nähert. Ist, wie bei Profil 3 mit 5 (Fig. 20 a, Tafel II), das Profil abgedreht, also $(\beta - \alpha) = \varphi$, so müsste φ kleiner werden, also, da β konstant ist, α zu nehmen. Nun ist, wenn f das Profil, c dessen Bewegungs-Geschwindigkeit bedeutet.

$$H = f \,.\, c^2 \,.\, \sin\alpha \,.\, \cos(\beta - \alpha) \,.\, \zeta$$

$$A = f \,.\, c^3 \sin^2\alpha \,.\, \zeta$$

$$\frac{A}{H} = \frac{c \,.\, \sin\alpha}{\cos(\beta - \alpha)}$$

$$\frac{d\left(\frac{A}{H}\right)}{d\alpha} = c\,\frac{\cos(\beta - \alpha) \,.\, \cos\alpha - \sin(\beta - \alpha) \,.\, \sin\alpha}{\cos^2(\beta - \alpha)}$$

Und da der Zähler dieses Bruches immer positiv bleibt, so lange die Winkel $(\beta - \alpha)$ und α kleiner sind als 45^0, was in der Praxis immer der Fall ist, so ändert sich bei Zunahme von α das Verhältniss $\frac{A}{H}$ im selben Sinne, also in pejus.

Ist das betrachtete Profil aufgedreht, also $(\alpha + \beta) = \varphi$, so muss α bei Abnahme von φ kleiner werden. Dann wird allerdings das Verhältniss $\frac{A}{H}$ kleiner, es nimmt aber auch die Grösse der Hebekraft ab. Denn es ist

$$H = f \,.\, c^2 \sin\alpha \,.\, \cos(\beta + \alpha)$$

$$\frac{dH}{d\alpha} = f \,.\, c^2 (\cos\alpha \,.\, (\beta + \alpha) - \sin\alpha \,.\, \sin(\beta + \alpha))$$

und da dieser Ausdruck für Werthe von α und $(\beta + \alpha)$, die kleiner als

45^0 sind, immer positiv bleibt, so muss sich H stets in dem nämlichen Sinne wie α ändern.

Bei einer derartigen Korrektur der Profile würden also die inneren aufgedrehten Parthien an Druck verlieren; dafür müssten die äusseren mit um so grösserem Kraftweg und höherer Belastung arbeiten: hierdurch verschiebt sich aber der gemeinsame Widerstands-Mittelpunkt mehr nach aussen, der von demselben durchmessene Bogen wird länger, folglich nicht Ersparniss sondern Mehraufwand an Arbeit verursacht.

Wir können somit als bewiesen ansehen:

Der Flügel giebt eine verlangte Tragkraft mit dem Minimum an Schwebe-Arbeit dann, wenn alle Profile mit dem nämlichen Kraftweg arbeiten. Dies gilt nicht nur für die verschiedenen einzelnen Profile, also dem Orte nach, sondern auch der Zeit nach; es muss jedes einzelne Profil in aufeinander folgenden Zeitmomenten mit stets dem gleichen Kraftweg arbeiten.

Es ist nun noch zu überlegen, wie weit die Ergebnisse der vorstehenden Betrachtungen bei unserer unvollkommenen Kenntniss des Luftwiderstandes als gesichert gelten dürfen.

Angenommen die Formel $W = F \cdot v^2 \cdot \sin \alpha \cdot \zeta$, auf welche die Entwicklung basirt ist, sei unrichtig, so ist es wahrscheinlich doch möglich, den Exponenten von $\sin \alpha$ zwischen 2 und 1 so zu wählen, dass die Werthe der Wirklichkeit nahe kommen.

Es ist dann für eine beliebige Zahl Profile

$$W = (c_1^2 \cdot \sin^n \alpha_1 + c_2^2 \cdot \sin^n \alpha_2 + \ldots) \cdot F \cdot \zeta$$

$$\text{und } A = (c_1^3 \cdot \sin^{(n+1)} \alpha_1 + c_2^3 \cdot \sin^{(n+1)} \alpha_2 + \ldots) \cdot F \cdot \zeta$$

wird ein Minimum, wenn $v_1 \cdot \sin \alpha_1 = v_1 \cdot \sin \alpha_2 = \ldots$, also alle Profile mit dem nämlichen Kraftweg arbeiten. Wenn also auch unsere Luftwiderstandsformel nicht genau ist, so bleibt unsere Bedingung der Arbeits-Oekonomie für die Flügelfläche trotzdem richtig, und die hiernach aufgestellten Formeln werden nicht geändert.

Die Richtigkeit unserer Flügelgleichung scheint demnach durch Theorie und Natur-Beobachtung, soweit dies den Umständen nach möglich ist, bewiesen zu sein.

§ 22. Form des Flügels bei wechselnder Schlag-Geschwindigkeit.

Wird der Flügelschlag, wie beim natürlichen Flug immer, mit wechselnder Geschwindigkeit geführt, so ändert sich der Flügelformel zufolge die Winkellage sämmtlicher Profile.

Es sei wieder die Rumpfbahn horizontal, die Fortbewegungs-Geschwindigkeit gleichmässig.

Aendert sich nun die Schlag-Geschwindigkeit eines Profils auf dem Abstand x_1 um ein λ faches, so giebt es auf dem Flügel ein zweites Profil auf dem Abstand $x_2 = \frac{x_1}{\lambda}$, welches nunmehr diejenige Schlag-Geschwindigkeit besitzt, die vorher Profil 1 hatte.

Dann ist der Absteigewinkel des Profils 2 im zweiten Moment demjenigen des Profils 1 im ersten Moment gleich, ebenso die beiderseitigen Geschwindigkeiten; folglich müssen auch die Profilwinkel einander gleich sein.

Dadurch also, dass die Schlag-Geschwindigkeit um ein λ faches zunahm, ist ein Profil von gegebenem Profilwinkel um ein λ faches näher an die Drehachse gerückt, oder:

„Der Abstand eines Profils von gegebenem Profilwinkel ist umgekehrt proportional der Schlag-Geschwindigkeit.“

Figur 22 a Tafel III zeigt in Kurve BB_1 die in eine Ebene entrollt gedachte Bahn der Flügelspitze beim Niederschlag. SS_1 ist die Kurve der Schlag-Geschwindigkeiten. Den Geschwindigkeits-Ordinaten entsprechen die Flügelstellungen in Figur b. Hierbei ist der Flügel auf eine zur Drehachse senkrechte Ebene projizirt.

Die Breite des Flügels ist der Deutlichkeit halber stark übertrieben gezeichnet.

Bei der einer windschiefen Fläche nahe kommenden Flügelform bildet die Lage des horizontalen Profils ein bequemes Merkmal für die Grösse der Torsion. Der Abstand dieses Profils ist

$$x_h = \frac{v}{S} . \sin \alpha_0 .$$

Wird die Schlag-Geschwindigkeit $S = 0$, was im Moment des Umsetzens im Hoch- und Tiefstand der Fall ist, so wird $x_h = \infty$. Das heisst: die Flügelfläche ist gar nicht gekrümmt, sondern eben und ihrer ganzen Ausdehnung nach im Grundwinkel α_0 aufgedreht (Stellung 1 der Fig. 22 b, Tafel III). Beginnt nun der Schlag und wächst S mehr und mehr, so wird x_h endlich und das Horizontalprofil nähert sich der Flügelspitze. Hierbei ändert das Basis-Profil, dessen Vertikalbewegung $= 0$ ist, seine Lage nicht; der übrige Flügel wird von der Spitze herein allmählich abgedreht. Bei weiter zunehmender Schlag-Geschwindigkeit wird zunächst die Flügelspitze horizontal (Stellung 2), dann, indem die Schlag-Geschwindigkeit immer wächst, wandert das Horizontal-Profil (bei stets festgehaltenem Basis-Profil) über die Flügelmitte gegen die Drehachse (Stellung 3 und 4) und die Torsion

erreicht in Stellung 5 ihr Maximum. Von da ab bis zur Stellung 6, wo die Schlag-Geschwindigkeit wieder Null wird, werden die sämmtlichen Positionen in umgekehrter Reihenfolge durchlaufen.

Diese Anordnung bewirkt, dass jedes Flügel-Profil während der ganzen Schlagdauer mit stets dem gleichen Kraftweg arbeitet. Eine Fläche, die diese Bedingung genau erfüllt, heisst „mathematischer“ Flügel im Gegensatz zu dem „natürlichen“ Flügel.

§ 23. Vertheilung des Winddrucks auf den Flügel.

Die nächsten Ziele der Untersuchung sind: Feststellung der Bedingungen für Erhaltung der Fortbewegung und Berechnung des Arbeitsverbrauchs. Hierzu müssen wir aber die erzeugten Luftwiderstände kennen.

Bezeichnet c die Bewegungsgeschwindigkeit eines gegebenen Profils, α dessen Luftstosswinkel, so ist der Winddruck $W = c^2 . \sin \alpha . \zeta$; nun ist nach der Flügelgleichung $\sin \alpha = \sin \alpha_0 . \cos \beta$, ferner $c = \frac{v}{\cos \beta}$, und setzt man diese Worte ein, so kommt; $W = c . v . \sin \alpha_0 . \zeta = v^2 . \frac{\sin \alpha_0}{\cos \beta} . \zeta$ wo ζ eine Constante bedeutet.

Der Winddruck ist daher proportional der Bewegungsgeschwindigkeit der Profile. Nun hat die Basis die kleinste, die Flügelspitze die grösste Bewegungsgeschwindigkeit. Der Winddruck nimmt daher von der Basis gegen die Flügelspitze zu und zwar um so mehr, je grösser das Verhältniss der Schlaggeschwindigkeit zur Horizontalgeschwindigkeit ist, je steiler also die Absteigewinkel ausfallen. Umgekehrt: Je grösser bei gleichbleibender Schlaggeschwindigkeit die Horizontalgeschwindigkeit, um so spitzer werden die Absteigewinkel, um so kleiner die Geschwindigkeits-, folglich auch die Belastungs-Differenzen zwischen den Profilen.

Der Widerstand R, welcher hierbei gegen den Motor wirkt, ist wegen der Neigung der Profile zur Horizontalen etwas kleiner als die Summe des Winddrucks. Es ist $R = W . \cos \varphi$, wo φ den Profilwinkel bedeutet.

Er wird gefunden, indem man sich die Projektion des Flügels auf die Widerstandsebene mit dem erzeugten Winddruck belastet denkt.

In dem Masse, als sich diese Projektion gegenüber der Flügelbreite durch die Schrägstellung der Profile verschmälert, ist der Widerstand gegen den Motor geringer, als die Summe des Winddrucks.

Doch ist dieser Verlust an Hebekraft sehr geringfügig.

Um einen Begriff von den Verhältnissen zu geben, vergleichen wir zwei Flügel von gleicher Grösse, die mit gleichen Kraftwegen arbeiten.

Sei bei beiden die Schlaggeschwindigkeit die nämliche, aber die Horizontalgeschwindigkeit bei dem einen das 3fache, bei dem andern das 4 fache der mittleren Schlaggeschwindigkeit der Flügelspitze, so berechnet sich der gemeinsame Kraftweg k aus $k = v \cdot \sin \alpha_0$ und dies bedingt also für den langsamer bewegten Flügel einen grösseren Grundwinkel. Derselbe ist für den langsameren Flügel $1 : \alpha_0 = 7^0\, 47'\, 17''$ für Flügel $2 : 5^0\, 50'$.

Ferner ist, wenn die minimalen Drucke = 10000 gesetzt werden,

Winddruck	bei Flügel 1	bei Flügel 2
minimal	10000	10000
maximal	10784	10455
Widerstand gegen den Motor	bei Flügel 1	bei Flügel 2
minimal	10000	10000
maximal	10525	10303

Dies gilt für die, die grössten Belastungsdifferenzen zeigenden Profile. Für den Gesammtwiderstand gegen den Motor werden die Druckdifferenzen zwischen den die Extreme zeigenden Flügelpositionen noch geringer.

Legt man die Dimensionen des Flügelschlages einer Krähe zu Grunde,

also Schwingungsdauer T = 0·37 Sekunden,

$$\text{Schlagdauer} = \frac{T}{n} = \frac{0{\cdot}37}{1{\cdot}5} \text{ Sekunden.}$$

Weg der Flügelspitze im Niederschlag = 0·43 cm, so wird bei

Flügel 2: $v = 4\,S = \left(0{\cdot}43 \cdot \frac{1}{0{\cdot}37}\, 1{\cdot}5\right) \cdot 4 = 6.97$ m.

Also rund 7 m, was eine häufig zu beobachtende Fluggeschwindigkeit der Krähe ist.

Wir sehen also, dass die gemachten Annahmen in Bezug auf das Verhältniss der Schlaggeschwindigkeit zur Horizontalgeschwindigkeit keine Unwahrscheinlichkeiten enthalten.

Beim Normalausflug ist daher der Flügel nahezu gleichmässig belastet, ferner die Belastung auch von der Grösse der Schlaggeschwindigkeit nur wenig beeinflusst, und zwar um so weniger, je grösser im Verhältniss zur Schlaggeschwindigkeit die Horizontalgeschwindigkeit ist.

Die Belastung der beiden Flügel ist aber trotz der Gleichheit der Kraftwege sehr verschieden und verhält sich nahezu wie 3 : 4, genauer wie 3 : 3·975.

Jedoch sind die Zahlen dieses Paragraphen keineswegs zuverlässig, weil wir das Luftwiderstandsgesetz nicht genau genug kennen, um derartige Berechnungen aufstellen zu können.

Soviel scheint indessen sicher zu sein, dass durch die Krümmung der Flügelfläche eine Belastungsverschiebung im Sinne einer gleichmässigeren

Vertheilung des Winddrucks erzielt wird und dass die Druckunterschiede nicht bedeutend sein können, da Luftstosswinkel und Bewegungsgeschwindigkeiten der Profile nur geringe Differenzen zeigen.

§ 24. Erhaltung der Fortbewegung.

Beim Beweis des Satzes über die Oekonomie der Arbeit wurde stillschweigend die Voraussetzung gemacht, dass die Summe der Arbeit der Flügelprofile, in ihrer Bewegungsrichtung gemessen, gleich sei der vom Motor abgegebenen Arbeit. Nun sind beide Grössen durchaus nicht identisch.

Sei A B die Bewegungsrichtung des Profils M N (Fig. 19, Tafel II), so ist die in der Richtung A B geleistete Arbeit „die Widerstandarbeit" 1) . $A = W . AB . \sin \alpha$, die vom Motor in der vertikalen Schlagrichtung geleistete Arbeit, „die Motorarbeit" ist 2) $a = \overline{AG} . W . \cos(\alpha - \beta) = \overline{AB} . W . \sin \beta . \cos(\alpha - \beta)$.

Setzt man die Motorarbeit der Widerstandsarbeit gleich, alo $A = a$ so wird $\cos(\alpha - \beta) \sin \beta = \sin \alpha$ und hieraus $\operatorname{tg} \beta = \operatorname{tg} \alpha$ oder $(\alpha - \beta)$ d. i. Profilwinkel $= 0$.

Das Profil liegt also horizontal.

Ist dies nicht der Fall und $(\alpha - \beta)$ positiv also das Profil aufgedreht (Figur 20a Profil 1), so ist die Widerstandsarbeit grösser, als die Motorarbeit $A > a$. Ist umgekehrt das Profil abgedreht (Figur 20a Profil 3 mit 5), so wird $A < a$, der Motor leistet mehr Arbeit als das Profil in seiner Bewegungsrichtung verbraucht. Bei gleichförmiger Bewegung muss aber Motorarbeit gleich Widerstandsarbeit sein. Es gehört daher zu jedem aufgedrehten Profil ein abgedrehtes in der Weise, dass sich die Arbeitsleistungen beider ergänzen, so dass, wenn die Arbeitsleistungen beider Profile durch die indizes 1 und 2 unterschieden werden:

$$3) \quad (A_1 + A_2) + (a_1 + a_2) = 0.$$

Hier ist die Motorarbeit $A_1 + A_2$ positive Arbeitsleistung, die Widerstandsarbeit $(a_1 + a_2)$ ist Arbeitsverbrauch und negativ zu nehmen. Nimmt man die Glieder mit gleichem Index zusammen, und setzt die Worte für a u. A ein, so kommt, wenn man berücksichtigt, dass $AB = \frac{v}{\cos \beta}$

$$W_1 \sin(\alpha_1 - \beta_1) = W_2 \sin(\beta_2 - \alpha_2).$$

Die Ausdrücke auf beiden Seiten dieser Gleichung sind die Werthe der horizontalen Komponenten des Winddruckes auf die Profile. D. h.

Bei gleichförmiger Bewegung des Luftschiffes muss der Rücktrieb der aufgedrehten Profile gleich dem Antrieb der abgedrehten sein; d. h. die treibenden Kräfte halten den verzögernden das Gleichgewicht, und dann ist die Motorarbeit gleich der Widerstandsarbeit.

Dies gilt nicht nur für ein Paar Profile, sondern auch für den ganzen Flügel.

Muss ausserdem der Translations-Widerstand von Rumpf- und Schwanzflächen überwunden werden, so ist diese Translationsarbeit in die Summe der Widerstandsarbeit mit einzurechnen.

Betrachten wir nun aus diesem Gesichtspunkt die Form des Flügels beim Schlag. Die Grösse der horizontalen Kräfte wird erhalten, indem man sich die Projektion des Flügels auf eine zur Flugebene senkrechte Vertikalebene mit dem Winddruck belastet denkt. Wenn wir (für die Praxis) diese Belastung als gleichmässig annehmen, können wir den Inhalt dieser Projektion als ein Mass der horizontalen Kräfte am Flügel betrachten. Der Druck auf den aufgedrehten inneren Theil des Flügels ist hierbei negativ, derjenige auf die abgedrehte äussere Hälfte positiv zu nehmen.

In Stellung 1 bis mit Stellung 3 (Fig. 22 b, Tafel III) haben also die verzögernden Komponenten das Uebergewicht, in Stellung 4 u. 5, wo der Flügel mehr als zur Hälfte abgedreht ist, die treibenden Kräfte.

Von dem Grade der Abdrehung hängt also der Einfluss des Flügels auf die Vorwärtsbewegung ab.

Da zu Anfang des Schlages am Flügel die verzögernden Komponenten das Uebergewicht haben und der Flügel auch den Translationswiderstand der passiven Flächen überwinden muss, so muss in der zweiten Hälfte die Abdrehung am stärksten und die Schlaggeschwindigkeit am grössten sein.

Dies stimmt mit den Naturbeobachtungen überein.

Ist der Flügelschlag zu langsam, so wird der Flügel zu wenig abgedreht, und die Horizontalgeschwindigkeit wird vermindert. Der Fehlbetrag an Motorarbeit wird aus der lebendigen Potenz des Luftschiffes ergänzt. Umgekehrt: ist die Schlaggeschwindigkeit grösser als nöthig, so ist der Flügel stärker abgedreht, die treibenden Kräfte überwiegen und vermehren die lebendige Potenz des Luftschiffes.

§ 25. Arbeitsverbrauch des mathematischen Flügels.

Nunmehr handelt es sich darum, den Arbeitsverbrauch des Flügels zu bestimmen.

Der Arbeitsverbrauch ist gleich Total-Widerstand gegen den Motor mal Weg des Kraft-Mittelpunktes. Die Grösse dieses Weges ist abhängig von dem Abstand dieses Punktes von der Drehachse und von dem gegebenen Schlagwinkel.

Der Widerstand eines gegebenen Profils gegen den Motor ist bei Weglassung nebensächlicher Konstanten

$$K_1 = v \cdot \sin \alpha_0 \sqrt{v^2 + x^2\,{}^2 S} \cdot \cos \varphi,$$

wo x den Abstand von der Drehachse, φ den Profilwinkel bedeutet. Folglich Total-Widerstand bei einer Flügellänge l und rechtwinkliger Flügelform:

$$K = \int_0^l v \cdot \sin \alpha_0 \sqrt{v^2 + x^2 \cdot S^2} \cdot \cos \varphi \text{ und}$$

Abstand ϱ des Kraft-Mittelpunktes

$$\varrho = \frac{\int_0^l x \cdot \cos \varphi \sqrt{v^2 + S^2 x^2}}{\int_0^l \cos \varphi \sqrt{v^2 + S^2 x^2}}$$

Der Profilwinkel φ berechnet sich aus der Beziehung $\alpha = (\beta + \varphi)$ und daher $\sin \alpha = \sin (\beta + \varphi) = \sin \alpha_0 \cdot \cos \beta$ auf

$$\cos \varphi = \frac{(\operatorname{tg} \beta \cdot \sin \alpha_0 + \sqrt{\operatorname{tg}^2 \beta + \cos^2 \alpha_0})}{1 + \operatorname{tg}^2 \beta}, \text{ wo } \operatorname{tg} \beta = x \cdot \frac{S}{v}.$$

Die Formel gilt unter der Voraussetzung, dass der Flügel überall gleich breit, also in unserem Fall rechteckig ist.

In diesem Falle nimmt der Widerstand gegen den Motor für ein einzelnes Profil gegen die Spitze stetig zu, wenn auch nur wenig. Der mittlere Widerstandspunkt muss also etwas über halbe Flügellänge L hinaus fallen.

Für in § 20 betrachteten Flügel wird ϱ (Fig. 1)

bei 1 . 0·5081 L

bei 2 . . 0·5023 L.

Bei dem unter grösserer Horizontal-Geschwindigkeit und dem nämlichen Kraftweg wie 1 bewegten Flügel Nr. 2 ist die Druckzunahme an der Spitze geringer, folglich ϱ von $\frac{1}{2}$L weniger verschieden als bei 1.

Bezeichnen ϱ und K mittlere Werthe für Kraft-Hebelarm und Widerstand gegen den Motor für die Dauer t des Schlages, so ist die Flügelarbeit während desselben:

$A = K \cdot \varrho \cdot \gamma$, wo γ die Bogenlänge des Schlagwinkels bei dem Radius 1 bedeutet.

Für den Fall, dass der Flügel keinen horizontalen Zug auf den Rumpf ausübt, dass also die horizontalen Komponenten der Luftwiderstände sich das Gleichgewicht halten, lässt sich durch eine sehr einfache Formel der Arbeitsverbrauch ausdrücken.

In diesem Fall liegt das Horizontal-Profil auf halber Flügellänge (richtiger etwas darüber hinaus), und seine Belastung kann daher sehr

nahezu als die mittlere des Flügels gelten. Es ist für ein Profil des Flügels

$W = c \,.\, v \,.\, \sin \alpha \,.\, \zeta$, und da für das horizontale Profil der Weg der Schlag-Geschwindigkeit gleich ist dem Kraftweg, so wird

$$c = \sqrt{v^2 + l^2 S^2} = \sqrt{v^2 + v^2 \sin^2 \alpha_0}$$

$$\text{und } W = .\, v^2 \,.\, \sin \alpha_0 \,.\, \sqrt{1 + \sin^2 \alpha_0}.$$

Diesen Werth muss man mit dem gemeinsamen Kraftweg der Profile multipliziren, um die Totalarbeit zu erhalten; dann wird dieselbe

$A = F \,.\, v^3 \,.\, \sin^2 \alpha_0 \sqrt{1 + \sin^2 \alpha_0}$, wo F den Inhalt der Flügelfläche bedeutet.

Soll der Flügel noch eine bestimmte Translations-Arbeit U ausserdem leisten, so muss die Schlaggeschwindigkeit S um einen solchen Betrag zunehmen, dass Flugarbeit A

$$A = A_S + U$$

da man nun annehmen kann, dass der Total-Widerstand K des Flügels annähernd konstant ist, so giebt dies eine sehr einfache Beziehung für die Zunahme der Schlaggeschwindigkeit im Widerstandspunkt.

Es ist Flugarbeit = Schwebearbeit + Translationsarbeit

$$K \,.\, S = (K \,.\, A_S + U) \text{ und hieraus}$$

$$S = A_S + \frac{U}{K}.$$

Die sämmtlichen Arbeiten werden nach dieser Formel etwas zu klein gefunden, weil die Verluste an Hebekraft nicht in Rechnung gezogen sind, welche bei stärkerer Abdrehung des Flügels in Folge vermehrter Schrägstellung der Profile eintreten.

§ 26. Vergleich des mathematischen Flügels mit einer translatorisch niederbewegten Ebene.

Um einen Begriff von dem, Ende des vorigen § erwähnten, Verlust an Hebekraft in Folge der Abweichung der Profile von der Horizontalen zu erhalten, müssen wir den mathematischen Flügel in Bezug auf Hebeleistung und Arbeitsverbrauch mit einer translatorisch niederbewegten Horizontal-Ebene vergleichen. Dieselbe sei dem Flügel an Inhalt gleich und arbeite mit dem nämlichen Kraftweg, also bei gleicher Horizontal-Geschwindigkeit mit der Schlaggeschwindigkeit und dem Absteigewinkel des Horizontal-Profils.

Da eine solche Ebene keinen Einfluss auf die Fortbewegung ausübt, müssen wir zum Vergleich diejenige Gestalt des Flügels heranziehen, bei der sich die horizontalen Komponenten das Gleichgewicht halten.

Hierbei liegt das Horizontal-Profil nahezu in Mitte des Flügels; die Spitze ist ungefähr (nicht ganz) ebenso viel abgedreht, als die Basis aufgedreht.

Der erzeugte Luftwiderstand ist dann beim Flügel um ein geringes grösser als bei der Ebene, weil die äusseren Partien mit etwas grösserer Geschwindigkeit arbeiten, der Widerstand gegen den Motor aber kleiner, weil durch die Schrägstellung der Profile an Hebekraft verloren geht.

Bei Grundwinkeln, wie wir sie in der Natur beobachten, ist Druck- und Arbeitsverlust minimal. Bei dem von uns betrachteten Beispiel würde der Arbeitsverlust 0·54, bezw. 0·34 Prozent betragen.

Arbeiten beide, Flügel und Ebene, mit dem nämlichen Widerstand gegen den Motor, so fällt am Flügel wegen der etwas stärkeren Belastung der Spitze der Kraft-Mittelpunkt nicht mit dem Horizontal-Profil zusammen, sondern etwas darüber hinaus. Der Weg des Kraft-Mittelpunktes ist also grösser, als der Kraftweg der Profile.

Bei der Ebene ist der Kraftweg des einzelnen Profils gleich dem Weg des Kraft-Mittelpunktes.

Hier ist deshalb der Arbeitsverbrauch um etwas geringer.

Die Schwebearbeit der Ebene ist nur sehr unbedeutend kleiner als die des Flügels. Bei beträchtlicher Vergrösserung des Grundwinkels würde sich dies Verhältniss wegen der dann eintretenden stärkeren Neigung der Profile zu Ungunsten des Flügels ändern.

Im Allgemeinen würde der Flügel überhaupt einen weniger günstigen Nutz-Effekt geben, wenn nicht der Umstand, dass seine äussere Hälfte unter höheren absoluten Geschwindigkeiten, also unter günstigeren Luftwiderstands-Verhältnissen arbeitet, wie die Ebene, den Nachtheil der nicht horizontalen Lage der Profile etwas verminderte.

Vergleicht man also den Widerstand gegen den Motor von Flügel und Ebene, so ist bei gleichem Widerstand die Flügelarbeit nur um ein geringes grösser als die der Ebene. Allein während bei der horizontalen translatorisch bewegten Ebene der Widerstand gegen den Motor K gleich ist dem Hebedruck H, ist dies beim Flügel nur in der Horizontalstellung der Fall. Steht der Flügel in einem Ausschlag γ, so ist Hebekraft $H = K \cdot \cos \gamma$, also etwas kleiner als der Widerstand gegen den Motor.

In Folge dessen ist bei gleichen Widerständen gegen den Motor das Hebefeld des Flügels etwas (qmal) kleiner, als das der Ebene, und um das gleiche Hebefeld wie die Ebene zu erzeugen, muss der Flügel durchschnittlich mit einem etwas (qmal) höheren Widerstand arbeiten.

Nimmt man an, dass der Flügel mit gleichmässiger Schlaggeschwindigkeit arbeitet, so lässt der „Ausschlag-Koeffizient“ q berechnen. Es ist

$H = K \cdot \cos\gamma$ nun ist bei gleichmässiger Schlaggeschwindigkeit der zurückgelegte Schlagwinkel ein Mass der Zeit. Folglich ist der Inhalt des Hebefeldes dessen mittlere Höhe H mal Zeit

$= H \cdot \gamma = \int_0^{\gamma} K \cos\gamma \, d\gamma = K \cdot \sin\gamma$. Und da die Bogenlänge von

$\gamma = \frac{\pi}{180} \cdot \gamma$, so wird $\frac{K}{H} = \frac{\pi \cdot \gamma}{180 \cdot \sin\gamma} = q$. Hiernach wird

q für $\gamma = 20^0 \ldots 1{\cdot}02061$
25 ... 1·03245
30 ... 1·04719
35 ... 1·06501
40 ... 1·08610.

Ist der Ausschlag ober und unter der Horizontalen nicht der gleiche und γ_1 der Schlagwinkel ober, γ_2 derjenige unter der Horizontalen, so wird, wenn wieder die Schlaggeschwindigkeit gleichmässig angenommen wird, also die durchlaufenen Winkel als Mass der Zeiträume angesehen werden können, das Hebefeld $H \cdot (\gamma_1 + \gamma_2) = \frac{K \cdot \gamma_1}{q_1} + \frac{K \cdot \gamma_2}{q_2}$. Und hieraus der Ausschlags-Koeffizient $\frac{K}{H} = \frac{(\gamma_1 + \gamma_2) \; q_1 \cdot q_2}{q_2 \cdot \gamma_1 + q_1 \cdot \gamma_2}$.

Bei variabler Schlaggeschwindigkeit sind die Ausschlags-Koeffizienten etwas grösser als die obigen, weil wie aus Figur 22a ersichtlich (Kurve BB_1) der Flügel hier im Hochstand etwas länger verweilt, der maximale Hebeverlust also während eines grösseren Theiles des Schlages andauert. Doch giebt unsere Rechnung wenigstens einen annähernden Begriff von den in der Natur herrschenden Verhältnissen.

Nunmehr wäre der Vergleich noch auf den Fall auszudehnen, dass Flügel und Ebene mit variabler Schlaggeschwindigkeit arbeiten: hier ist aber eine starre Ebene, deren Profile nicht anpassungsfähig sind, nicht vergleichsfähig. Im Allgemeinen ist beim Flügel mit variabler Schlaggeschwindigkeit die Abdrehung der Profile eine stärkere und der dadurch verursachte Verlust an Hebekraft grösser als beim Flügel mit konstanter Schlaggeschwindigkeit.

Kurz zusammengefasst lässt sich sagen:

Die Neigung der einzelnen Profile macht den Flügel durchschnittlich etwas (ξ mal) schmäler; der Ausschlag macht ihn q mal kürzer und deshalb muss seine Belastung durchschnittlich ($\xi \cdot q$) mal höher sein als die der translatorisch bewegten Horizontal-Ebene von gleichem Inhalt.

Der Kraftweg des Flügels muss also grösser sein als der der Ebene.

Denkt man sich, um den Arbeitsverbrauch zu schätzen, zunächst Schlag- und Horizontal-Geschwindigkeit gleichmässig erhöht, so bleiben die Luftstoss-Winkel dieselben, und die sämmtlichen Geschwindigkeiten müssen wie $(\xi \,.\, q)^{\frac{1}{2}}$ wachsen, um die erhöhte Belastung zu erzeugen: der Arbeitsverbrauch wächst dann wie $(\xi \,.\, q)^{\frac{3}{2}}$. Erhöht sich aber die Horizontal-Geschwindigkeit nicht, so werden bei Zunahme der Schlaggeschwindigkeit sämmtliche Luftstosswinkel etwas stumpfer, und der Flügel arbeitet weniger ökonomisch als vorher, der Arbeitsverbrauch wächst stärker als $(\xi \,.\, q)^{\frac{3}{2}}$. Bei den gewöhnlich vorkommenden Schlag- und Profilwinkeln dürfte der Verlust höchstens $5\,^0/_0$ betragen.

§ 27. Vergleich des Flügels mit einer ebenen oscillirenden Platte, deren Profile horizontal liegen.

Nachdem wir gesehen haben, wie weit der Flügel dem Ideal der Arbeits-Ersparniss der translatorisch und gleichmässig bewegten Ebene nahe kommt, bleibt uns zu untersuchen, wie gross die aus der Krümmung des Flügels folgende Arbeits-Ersparniss ist, und wir vergleichen zu diesem Zweck den mathematischen Flügel mit einer um eine horizontale Achse oscillirenden ebenen Platte.

Hier müssen wir wieder den Flügel in der Gleichgewichtsstellung der Horizontal-Komponenten annehmen, weil die oben genannte Platte sich in Bezug auf die Fortbewegung indifferent verhält.

Eine genaue Berechnung ist hier ohne praktischen Werth, weil wir das Luftwiderstandsgesetz nicht genau genug kennen. Nach den bisherigen Formeln wird für die oscillirende Platte $W = \frac{v^2}{\cos^2\beta} \,.\, \sin\beta$ (unter Weglassung nebensächlicher Konstanten) oder

$$W = v^2 \frac{\operatorname{tg}\beta}{\cos\beta} = v^2 \operatorname{tg}\beta \sqrt{1 + \operatorname{tg}^2\beta}, \text{ und da } \operatorname{tg}\beta = x \,.\, \frac{S}{v},$$

$$W = v \,.\, S \,.\, x \sqrt{1 + \frac{S^2}{v^2} x^2},$$

wo x den Abstand des Profils von der Drehachse S . x, also die Schlaggeschwindigkeit des betrachteten Profils bezeichnet. Als Total-Widerstand K erhält man

$$R = \int W = \frac{v^3}{3\,S} \left[\left(1 + \frac{S^2}{v^2} x^2\right)^{\frac{3}{2}} - 1 \right].$$

Der Druck steigt von der Drehachse zur Spitze nach einer Kurve $y = \frac{\operatorname{tg}\beta}{\cos\beta}$, welche durchgehends ein wenig über der Geraden $y = \operatorname{tg}\beta$

$= \frac{S}{v} . x$ liegt und die Gerade im Anfangspunkt tangirt. Da sich diese Kurve mehr und mehr über die Gerade erhebt, so liegt der Kraft-Mittelpunkt etwas weiter von der Drehachse entfernt, als wenn der Druck einfach proportional dem Profil-Abstand wachsen würde. In letzterem Falle läge er auf $\frac{2}{3}$ der Flügellänge: er liegt also etwas weniges weiter als $\frac{2}{3}$ L von der Drehachse. Dabei ist der totale Druck dem Widerstand gegen den Motor beim mathematischen Flügel nahezu derselbe (gleichen Flächeninhalt und gleiche Horizontal- und Schlaggeschwindigkeit vorausgesetzt). Beim mathematischen Flügel liegt aber der Kraft-Mittelpunkt nahe auf halber Flügellänge. Da nun Widerstände und Schlaggeschwindigkeiten gleich sind, verhalten sich die Arbeiten wie die Abstände der Kraft-Mittelpunkte von der Drehachse also (angenähert)

$$A_f : A_e = \tfrac{1}{2} : \tfrac{2}{3} = 3 : 4$$

vorausgesetzt, dass die Schlaggeschwindigkeit der oscillirenden Platte konstant ist.

Nun kann letzteres aber niemals der Fall sein, und wenn beide Flächen mit denselben Geschwindigkeiten arbeiten, so hat der mathematische Flügel, wie gezeigt, bei jeder Geschwindigkeit nahezu denselben Druck auszuhalten, während dieser Druck bei der oscillirenden Platte ein sehr verschiedener ist und von den Grenz-Stellungen, wo er gleich Null wird, bis zu einem den mathematischen Flügel bedeutend übertreffenden Maximum steigt. Der Effekt ist derselbe, als wenn die Schlagdauer abgekürzt wäre, da zu Anfang und Ende des Schlages viel zu wenig Druck erzeugt wird — er kommt also einer Erhöhung des Intermissions-Koeffizienten gleich.

Hierzu kommt, dass die steife Fläche unter viel ungünstigen Luftwiderstands-Koeffizienten arbeitet, weil die lokale Anhäufung von Druck im äusseren Drittel des Flügels ein starkes Ausweichen der Luft über die Flügelspitze nach seitwärts, nach der Richtung der stärksten Druck-Differenz zur Folge haben muss. In Folge dessen dürfen wir den durch die Ungleichmässigkeit der Schlaggeschwindigkeit bewirkten Mehraufwand an Arbeit bei der steifen Fläche mindestens ebenso hoch veranschlagen, als den durch die Abnormität der Belastung verursachten Arbeitsverlust.

Hiernach wird, wenn A_f die Arbeit des mathematischen Flügels bezeichnet,

$$A_f = \tfrac{9}{16} A_e,$$

oder rund die Hälfte, und damit ist der Vergleich für die steife Fläche eher zu günstig als zu ungünstig gestellt.

Die letztere hätte auch noch den Nachtheil eines bedeutend grösseren Gewichts. Denn da sie nicht nur mit höheren Maximal-Drückungen belastet wäre, sondern auch der Hauptdruck an der Spitze sich konzentrirt, so muss sie weit solider, also schwerer gebaut sein, und dies vergrössert die Rumpf-Reaktionen, also wieder die Arbeitsverluste — anderer Arbeitsverluste, die später erörtert werden, nicht zu gedenken.

Aus diesem Vergleiche geht hervor, dass der Hauptvortheil des mathematischen Flügels in der durch die günstigere Vertheilung der Belastung bewirkten Verlegung des Kraftmittelpunktes gegen die Drehungsachse liegt.

Eine weitere Arbeitsersparniss zu erzielen, indem man etwa durch stärkere Aufdrehung der Flügelbasis die inneren Partien mehr belastete, um den Kraftmittelpunkt noch näher an die Drehachse zu bringen, ist nicht möglich, weil in diesem Falle, um das Gleichgewicht der Fortbewegung zu erhalten, eine solche Vergrösserung der Schlaggeschwindigkeit erforderlich würde, dass der durch Verschiebung der Belastung gewonnene Vortheil hiedurch wieder verloren ginge.

Aus der mathematischen Entwickelung zu Anfang dieses Kapitels geht vielmehr unwidersprechlich hervor, dass jede Abweichung der Profile von der mathematischen Flügelform einen Mehraufwand an Arbeit zur Folge haben muss.

§ 28. Zusammenfassende Charakteristik des Flügels.

Stellen wir die erhaltenen Resultate zusammen, so bekommen wir folgendes Bild des Flügels.

Der Flügel ist eine windschief verdrehte Fläche, deren innere Partien beim Schlage nach unten und vorn, deren äussere nach hinten schauen. Der Grad der Krümmung hängt ab 1. von der Grösse des Grundwinkels, 2. von der Schlaggeschwindigkeit.

ad 1. Die nothwendige Belastung des Flügels bestimmt bei gegebener Horizontalgeschwindigkeit die Grösse des Kraftweges k. Da nun $k = v \cdot \sin \alpha_0$, so sieht man, dass der Grundwinkel α_0 im umgekehrten Sinne wie die Horizontalgeschwindigkeit sich ändert. Vögel mit grossen Fluggeschwindigkeiten werden also kleine Grundwinkel zeigen und umgekehrt langsam fliegende Vögel grössere.

Da nun die äusseren Partien des Flügels stets unter stärkerem Winkel abgedreht sein müssen, als die Aufdrehung der inneren Partien beträgt, so werden die Differenzen der verschiedenen Profilwinkel, d. h. die Krümmung der Flügelflächen, am stärksten bei Vögeln mit grossem Grundwinkel: also grosser Flächenbelastung. Dies ist der Fall bei Vögeln

mit relativ kleinen Flügeln und grossem Gewicht, z. B. den sog. Hühnervögeln, ferner Gänsen, Enten etc., die heftig flattern. Sehr schnelle Flieger zeigen beim Schlag einen fast ebenen Flügel, z. B. Schwalben, Möven. Hier sind die Krümmungen sehr schwach und kaum beobachtungsfähig.

Besonders deutlich sieht man die Torsion an langsamen Fliegern mit breitem Flügel: hierher gehört der Typus der Ruderflügel an Krähen, Geiern, Störchen.

2. Die Krümmung der Flächen ist ferner abhängig von der Schlaggeschwindigkeit; sie wächst mit derselben in der Weise, dass die Profile unter einem gegen die Flügelspitze zu abnehmenden Winkel am Winde stehen. Bei zunehmender Schlaggeschwindigkeit weicht also der Hinterrand nach hinten und oben aus. Der Winddruck nimmt hierbei an den Profilen von höherer Schlaggeschwindigkeit etwas zu, bleibt aber im Ganzen ziemlich konstant.

Da aber die nöthige Hebekraft sogar bei der Schlaggeschwindigkeit 0 vorhanden ist, weil dann der aufgedrehte Flügel als Drachenfläche wirkt, so kann man die Wirkungsweise des Flügels auch so ansehen, als ob seine Schlaggeschwindigkeit zunächst nur dazu diene, die Horizontal-Bewegung aufrecht zu halten, gegenüber den aufgedrehten Theilen des Flügels selbst, und gegenüber dem Rumpfwidertande. Die aufgedrehten Flächen verwandeln dann die Horizontalbeschleunigung in Auftrieb.

Von diesem Gesichtspunkte aus verwirklicht der Flügel das Prinzip des Aëroplans. Die Masse des Luftschiffes wirkt dabei als Arbeitssammler wie ein Schwungrad und hilft über solche Momente hinweg, wo die verzögernden Kräfte das Uebergewicht haben. Gleichzeitig wirkt jedoch auch die vertikale Luftwiderstands-Komponente der treibenden Flächen direkt zum Tragen der Last mit und der Flügel vereinigt also die beiden Flugmethoden, mit aktiven (direkt niederschlagenden) Flächen und mit passiven (drachenartig gegen die Luft gezogenen) Flächen Auftrieb zu erzeugen.

§ 29. Der Flügel beim Schrägflug.

Die Untersuchung wurde bis jetzt unter der Annahme durchgeführt, dass der Anheftungspunkt des Flügels horizontal im Raume fortschreite.

Bekanntlich ist dies nicht der Fall. Bevor wir aber auf die Besprechung des Einflusses der krummlinigen Schwankungen beim Normalflug eingehen, müssen wir den einfachen Fall betrachten, dass das Luftschiff in gerader, schräger Bahn auf- oder abwärts sich bewegt und zeigen, welches hierbei die Gestalt des Flügels und wie gross der Arbeitsverbrauch ist.

Beim Horizontalflug übt der Flügel eine treibende und eine tragende Kraft. Die treibende hält dem verzögernden Luftwiderstand, die tragende der Schwere das Gleichgewicht. Soll nun die Maschine in einem Winkel δ zum Horizont steigen, und nimmt man zunächst an, dass die Form der Bewegung sich nicht ändert, so werden offenbar die nämlichen Widerstände wie beim Normalflug erzeugt. Die treibende Komponente und die verzögernden Luftwiderstände heben sich wie vorher auf. Die tragende Komponente aber wirkt nicht mehr gerade nach oben, sondern etwas nach hinten. In der Fig. 24, Tafel II ist AB die im Winkel δ zum Horizont geneigte Bahn, AH die tragende Komponente, wie sie beim Normalflug auftritt. Dann ist die wirklich auf Hebung wirkende Kraft $H_1 = AE = AH \cdot \cos\delta$.

Es wirkt aber eine Komponente von AH: AE in horizontaler Richtung rückwärts. Diese Komponente verzögert das horizontale Fortschreiten des Luftschiffes, ihr Widerstand muss längs der ganzen horizontalen Vorrückung AD des Luftschiffes überwunden werden. Die hierzu nöthige Arbeit $A_h = AE \cdot AD = AH \cdot \sin\delta \cdot AB \cdot \cos\delta$. Nun ist $AH \cdot \cos\delta = AC =$ Hebekraft H_1, ferner $AB \cdot \sin\delta = BD =$ Hebehöhe. Wenn man diese Werthe einsetzt, wird der Arbeitszuschlag $A_h = H_1 \cdot BD =$ Hebearbeit oder: Flugarbeit = Schwebearbeit plus Hebearbeit. Dies macht sich beim mathematischen Flügel darin geltend, dass die Basis des Flügels nicht im Winkel α_0, sondern im Winkel $\alpha_0 + \delta$ aufgedreht ist, und mit einer viel grösseren Widerstands-Komponente nach hinten wirkt. In Folge dessen muss, damit das Horizontalprofil nahe genug an die Drehachse rücke, die Schlaggeschwindigkeit um so viel zunehmen, dass der erforderliche Arbeitszuschlag erreicht wird. Dann ist der Flügel an der Basis mehr auf-, an der Spitze mehr abgedreht, also viel stärker gekrümmt, als beim Normalflug. Dadurch wächst aber der aus der Schrägstellung der Profile folgende Arbeitsverlust: die Schwebearbeit ist etwas grösser als beim Normalflug. Wir hätten letzteres Resultat schon aus dem Umstand folgern können, dass die tragende Komponente des Normalflugs durch ihre Rückwärtsneigung beim Schrägflug an Tragkraft verliert und hierdurch eine stärkere Normal-Belastung des Flügels nothwendig wird.

Für den Schrägabwärtsflug lässt sich ebenso zeigen, dass die Flugarbeit gleich wird: Schwebearbeit minus Fallarbeit, wobei eine geringe Abnahme des Betrags der Schwebearbeit stattfindet, weil sich der Winkel der Flügelbasis zum Horizont um den Betrag des Absteigewinkels vermindert und die Krümmung des Flügels verflacht. Hierbei ist auf eine

etwaige Aenderung der Intermission, wie sie bei stärkerer Neigung der Flugbahn zur Horizontalen eintritt, noch nicht Rücksicht genommen.

§ 30. Einfluss der vertikalen Schwankungen auf Form und Arbeitsverbrauch des Flügels.

Bei Beurtheilung des Einflusses der vertikalen Schwankungen betrachten wir zunächst den Einfluss der Oscillationen des Gesammtschwerpunktes gesondert, vernachlässigen also vorerst die in Folge der Schwerpunktsverschiebung auftretenden Rumpfreaktionen.

In § 16 wurde unter der Annahme einer horizontalen, translatorisch bewegten Ebene als Flügelfläche gezeigt, dass ein direkter Arbeitsverlust durch die Schwankungen des Total-Schwerpunktes nicht entsteht. Dasselbe findet auch beim oscillirenden Flügel statt.

Wäre nämlich die Bahn des Flügel-Anheftungspunktes identisch mit der Bahn des Gesammt-Schwerpunktes, so wäre nach § 4 das Luftschiff zu Anfang des Schlages im Sinken, zu Ende desselben im Steigen. Hierdurch wird die Bewegungsgeschwindigkeit äusserst wenig, wohl aber die Richtung der Bahn geändert. In der ersten Hälfte des Schlages muss demnach die Aufdrehung der Flügelbasis um den Betrag des Absteigewinkels abnehmen, ebenso auch die sämmtlichen Profilwinkel, d. h. der Flügel hat die nämliche Form, wie beim horizontalen Fortschreiten; die Basis ist aber um den Betrag des Absteigewinkels abgedreht. Macht die Schlagebene diese Abdrehung mit, so sind bei gleicher Schlaggeschwindigkeit die Widerstände die gleichen, wie beim horizontalen Flug.

Analoges gilt für das Wiederaufsteigen. Der ganze Flügel muss um den Betrag des Ansteigwinkels stärker aufgedreht sein, die Schlagebene muss diese Aufdrehung mitmachen, und die Widerstände sind bei gleicher Schlaggeschwindigkeit die nämlichen wie beim Flug im fixirten Horizontalniveau. Ebenso müssen die passiven Flächen am Rumpf, um eine konstante Tragwirkung zu geben, in einem konstanten Winkel zur Bahn stehen.

Dies wird in der Natur dadurch bewirkt, dass die Lage der Längenachse durch den als horizontales Steuer wirkenden Schweif[1]) in einer konstanten Winkellage zur Bahn gehalten wird, so dass der Vogel mit seiner Längenachse tangential zur Bahn vorwärts gleitet.

Hierbei kann die Schlaggeschwindigkeit dieselbe bleiben wie beim Horizontalflug: das Gleichgewicht der Fortbewegung ist nicht gestört. Denn in der ersten Hälfte des Schlages, beim Niedergleiten sind sämmt-

---

1) Ueber die Wirkungsweise des Schweifes siehe Kapitel VII.

liche Flächen etwas abgedreht: es wird an Triebkraft gewonnen, und dies wird beim Wiederaufsteigen zugesetzt. Die Schwankungen des Gesammt-Schwerpunktes verursachen somit keinen Mehraufwand an Arbeit; eher eine Ersparniss, weil der vom Flügel dem Luftschiff ertheilte Antrieb sich gleichmässiger auf die ganze Periode des Schlages vertheilt. Die durch die Schwankungen verursachte geringe Vermehrung der absoluten Geschwindigkeit macht zwar die Anpassung durch Einhaltung eines konstanten Gleitwinkels ungenau; dieser Einfluss ist aber für die Praxis unmerklich.

Der Einfluss der durch die Schwerpunktsverschiebung beim Flügelschlag verursachten Rumpfreaktionen ist ein viel ungünstigerer.

Nach § 17 wird der Rumpf während des Schlages über das Niveau der Gesammt-Schwerbahn gehoben. Der Flügelschlag geht gerade so vor sich, als ob das Luftschiff während desselben eine schiefe Ebene emporstiege. Der Arbeitsverlust ist also: gleich Hebehöhe des Rumpfes mal Hebekraft des Flügels n . G (Gewicht mal Intermissions-Koeffizienten).

Da die Rumpfreaktionen proportional dem Flügelgewicht und dem vertikalen Ausschlag des Flügelschwerpunktes wachsen, so muss der letztere möglichst nahe der Drehachse liegen und der Flügel möglichst leicht sein.

Zum Schluss ist noch der Einfluss der horizontalen Schwankungen zu besprechen.

Im Moment der kleinsten Horizontalgeschwindigkeit, d. i. zu Beginn des Schlages müssen die Profile behufs Erzielung des Kraftweges mit etwas stumpferem Stosswinkel arbeiten, also etwas mehr aufgedreht sein, im Moment der grössten Horizontalgeschwindigkeit, zu Ende des Schlages etwas mehr abgedreht sein.

Bei der Geringfügigkeit der Schwankungen bleibt dies für die Praxis ohne Einfluss.

V. Kapitel.

Der natürliche Flügel.

§ 31. Konstruktions-Prinzip.

Während das erste Kapitel die Form der Bewegung behandelte, das zweite die Gesetze des Luftwiderstandes, das dritte die allgemeinen Grundsätze der Aërodynamik und das vierte deren Anwendung auf eine

oscillirende Fläche, soll im folgenden Kapitel der thatsächliche Bau des natürlichen Flügels aus den gewonnenen Gesichtspunkten erklärt und der Beweis für deren Richtigkeit dadurch geführt werden, dass gezeigt wird, wie die Natur diese Grundsätze an ihren Modellen wirklich befolgt.

Hierbei dienen uns die Flügel grösserer Vögel in erster Linie als Vorbild, weil bei diesen die grösstmögliche Oekonomie der Kraft erstrebt ist, um das Nahrungsbedürfniss der Thiere möglichst zu verringern.

Wir haben gesehen, dass der Flügel eine windschiefe Fläche ist, deren Abdrehung bei festgehaltener Basis mit der Schlaggeschwindigkeit wächst. In der Natur ist der Grundsatz festgehalten, diese Gestalts-Aenderungen so viel als möglich ohne Mitwirkung von Muskeln, blos durch den Luftwiderstand bewirken zu lassen.

Demgemäss besteht der Vogelflügel aus einer elastischen Platte, deren Unterstützung aber nicht in der Mitte der Profile, sondern nahe am vorderen Rande gelegen ist. In Folge dessen drückt der Luftwiderstand die hintere Hälfte des Flügels stärker in die Höhe, als die vordere und sucht die Profile je nach Lage des Unterstützungs-Punktes mit grösserer oder geringerer Kraft abzudrehen.

Hierbei hält die Torsions-Elasticität des Flügels dem Drehungs-Moment des Winddruckes das Gleichgewicht.

Nimmt nun die Schlaggeschwindigkeit zu, so wächst im ersten Moment der Druck auf die Flächen.

Dadurch wird aber der Hinterrand mehr in die Höhe gedrückt und zwar an der Spitze am stärksten, unmittelbar am Schultergelenk gar nicht, weil hier das Profil festgehalten ist, und indem so die Abdrehung von der Basis gegen die Spitze allmählich zunimmt, entsteht die vortheilhafte, windschief verdrehte Gestalt des Flügels.

Bei stärkerem Winddruck, also höherer Schlaggeschwindigkeit, giebt der Flügel vermöge seiner Elasticität nach; die Profile drehen sich ab, und die Luftstosswinkel verkleinern sich; wird der Winddruck aber geringer, so schnellen die Profile wieder vor (sie bleiben am Wind), und vergrössern den Luftstosswinkel. „Der Flügel schmiegt sich seinem Trajektorium an.“

Hierdurch bleibt der Winddruck annähernd konstant, ändert sich wenigstens nur in engen Grenzen. Diese Eigenschaft nenne ich „selbstthätige Anpassung“ des Flügels.

Damit aber der Flügel die erforderlichen Gestalts-Aenderungen leicht und schnell annehmen könne, ist er an den der Verschiebung meist ausgesetzten Theilen, das sind seine äusseren Partien und der hintere Rand, der inneren, in getrennte Theilflächen, die fächerartig übereinander

liegenden Federn aufgelöst, die an den inneren Parthien senkrecht zur Längslinie stehen.

Ständen die Federn aber auf der ganzen Flügellänge rechtwinklig zur Längenachse, so könnte die Anpassung der äusseren Parthien keine gute sein. Denn aus Figur 22 b (Tafel III) sieht man, dass die Hinterränder des Flügels bei der Abdrehung eine Nebenbewegung entgegengesetzt der Schlagrichtung machen müssen. Dieselbe ist um so merklicher, je grösser die Planveränderung des Flügels, also je stärker die Krümmung und je breiter der Flügel ist. Hierdurch wird aber die Niederbewegung der Profile an den dem hinteren Rande zunächst liegenden Theilen vermindert, und der Flügel würde, abgesehen davon, dass die Anpassung eine unvollkommenere wäre, zur Erzeugung des erforderlichen Widerstandes eine etwas höhere Schlaggeschwindigkeit brauchen.

Um diesen Nachtheil zu vermeiden, sind die äusseren Theile des Flügels parallel zur Längslinie in schmale Flächenstreifen gegliedert, die Schwungfedern, welche, fingerartig auseinander gespreitzt, einzeln aus der Flügel-Ebene heraus abgedreht werden. Auf diese Weise wird der Weg der Hinterränder, entgegen der Schlaggeschwindigkeit und der schädliche Einfluss dieser Nebenbewegung bedeutend verringert.

Dadurch, dass die Richtung der Federn von der queren zur longitudinalen Lage in allmählichem Uebergang sich ändert, erklärt sich die, allen Flügeln gemeinsame charakteristische Anordnung der Federn.

Der zweite Hauptvortheil dieser Anordnung ist ferner, dass die zur Längslinie parallelen Federkiele die Tragfähigkeit der äusseren Flügelparthien vermehren, was bei einer queren Anordnung derselben nicht der Fall wäre.

Auf diese Weise entsteht der sogenannte Ruderflügel, das kraftsparendste aller Flugwerkzeuge, mit dem viele grösseren Flieger: Störche, Adler, Geier, bis herunter zu den Krähen ausgerüstet sind. Figur 25 (Tafel III) zeigt einen solchen (Krähenflügel) nach Prechtl. Die Spreizung der Schwungfedern ist beim Flug stärker als in der Figur und hat offenbar den Zweck, die Torsion der Fläche zu erleichtern.

Figur 26 zeigt ein paar „Ruderfedern“, wie Prechtl sie nennt, von unten und rückwärts gesehen beim Schlag.

Da ein solcher Flügel naturgemäss keine starke Ueberlastung gestattet, da sonst die Schwungfederfahnen geknickt werden könnten, so vermeiden solche Vögel scharfe Richtungs-Aenderungen und ein steiles Ansteigen, und der Flug hat den Charakter sanften gleichmässigen Gleitens.

Bei Vögeln, welche zu ihrer Lebensweise eines besonders gewandten und schnellen Fluges bedürfen, das sind solche, welche Thiere im Flug

fangen, z. B. Falken, ferner bei allen kleineren Vögeln bis herauf zur Taube findet sich das fingerartige Spreizen der Schwungfedern nicht: vielmehr bildet der Flügel hier beim Schlag durchweg eine geschlossene Platte, welche natürlich bedeutend widerstandsfähiger ist, als der Ruderflügel und stärkere Belastungen, also grössere Flug-Geschwindigkeiten, schärfere Wendungen, überhaupt kühnere Flugmanöver erlaubt.

Diese Art Flügel nennt Prechtl „Schnellflügel" (von schnellen). Der Typus findet sich ausser bei den schon genannten auch bei Vögeln mit verhältnissmässig kleinen Flügeln, die heftig flattern, z. B. bei den Hühnervögeln, bei Enten, Wildgänsen etc.

Bei allen diesen liegt natürlich der Haupt-Winddruck mehr auf den äusseren Partien, und sie arbeiten in Folge dessen nicht ganz so ökonomisch als die Ruderflügel.

§ 32. Skelett und Eintheilung des Flügels.

Derjenige Theil des Flügels, auf den der Motor zunächst wirkt, und der dem Ganzen Halt und Unterstützung gewährt, ist das Skelett.

Dasselbe besteht aus drei Haupttheilen: 1. dem Ober-Armknochen OD (Fig. 27, Tafel III), 2. dem Vorder-Armknochen DE, 3. dem Hand-Skelett EO.

Der Ober-Armknochen ist mit dem einen Ende in die Schulter des Vogels eingelenkt, an ihm greifen die grossen Brustmuskeln an, welche den Flügel bewegen.

Der Vorderarm besteht aus 2, an den Enden zusammen gewachsenen Knochen. Er bildet einen ungefähr in der Flügelebene liegenden Rahmen.

Das Handskelett ist aus mehreren Stücken zusammengesetzt, und sein Bau bei verschiedenen Vögeln verschieden. Die Figur 27 zeigt das Flügel-Skelett der Saatkrähe und die Art und Weise, wie die Federn daran befestigt sind.

Die ganze Gliederung des Flügels ist ähnlich einem dreitheiligen Zimmermanns-Masstab und wie bei diesem ist der Zweck derselben, den Flügel zusammenfalten zu können, bezw. ihn nach Bedürfniss zu verlängern oder zu verkürzen. Selbst bei stärkster Streckung stehen die drei Haupttheile noch im Winkel zu einander.

Eine Torsion des Skeletts ist am Oberarm nicht, am Vorderarm und an der Hand in stets zunehmendem Masse möglich.

Die Bedeckung des Flügel-Skeletts geschieht:

1. durch eine Hautfalte zwischen Oberarm und Leib;

2. durch eine zwischen Ober- und Vorderarm aufgespannte Flughaut ODE (Fig. 27), welche man das Flügeldreieck nennt;

3. durch die Federn.

Dieselben stehen am Hinterrand des Flügels und aussen an der Schwinge in einfacher Reihe und heissen hier „Kontourfedern“.

Die Federfahnen greifen jalousienartig derart übereinander, dass jede Feder sich mit ihrem nach innen bezw. hinten schauenden Bart von unten über die nächstfolgende innere Feder legt und den Schaft derselben noch mit zudeckt.

Die Zwischenräume zwischen den Kielen der Kontourfedern werden ausgefüllt:

1. durch die Oberdeckfedern, welche in einer oder mehreren Reihen „dachziegelförmig“ auf der Oberseite des Flügels am Vorderrande liegen und gleichzeitig die Widerstandsfähigkeit des Flügels erhöhen.

2. durch die Unterdeckfedern, kleine weiche Federn, welche die Unterseite des Flügels zu einer luftdichten, schön gewölbten Fläche abschliessen.

Der Oberarm trägt keine Kontourfedern.

Letztere sind sämmtlich mit den Kielen auf der Oberseite des Skeletts befestigt und liegen am Unterarm bloss auf dem hinteren Knochen, während sie an der Hand bis an den vorderen Rand der Knochenscheibe vorreichen.

Ein Sehnenzug $s\,s_1$, welcher sämmtliche Kontourfedern fasst, dient zur Entfaltung der Federn, und verleiht den Federschäften vermehrten Halt gegen Abdrehung.

Durch diese Einrichtung scheidet sich der Flügel in drei Theile:

1. In die Schwinge, d. i. der vom Handskelett getragene äusserste Theil, dessen Federn die längsten und stärksten sind, und Schwungfedern genannt werden. Sie liegen parallel oder in spitzem Winkel zur Flügellängslinie und bilden den beim Schlag abgedrehten treibenden Theil des Flügels.

2. In den vom Vorderarm getragenen Theil, den sogen. Fächer. Hier stehen die Kontourfedern annähernd senkrecht zur Längslinie. In diesen Theil des Flügels fällt beim normalen Flügelschlag das Horizontal-Profil.

3. In den vom Oberarm getragenen Theil, den „Deckfittich“, so genannt, weil bei eingezogenem Flügel Fächer und Schwinge sich unter ihn hineinschieben und er also diese Theile bedeckt. Der Deck- oder Schulterfittich ist beim Flug wohl immer etwas aufgedreht; doch lässt der lockere Bau der Federn schliessen, dass dieselben hier einen etwas geringeren Winddruck zu tragen haben, als Fächer und Schwinge.

Diese Eintheilung des Skeletts und Flügels ist nicht bei allen Vögeln gleichmässig ausgebildet. Es giebt Flieger, bei welchen der Vorderarm und besonders die Hand an Länge weitaus überwiegen. Doch kommen diese Abnormitäten nur bei kleinen Vögeln vor.

§ 33. Die Federn.

Bevor wir den Bau des Flügels weiter besprechen, muss eine nähere Betrachtung der Federn vorangehen.

Dieselben zerfallen 1. in die Kontourfedern, 2. die kurzen und starken Oberdeckfedern, 3. die weichen und zarten Unterdeck- und Flaumfedern. Hier interessiren uns am meisten die Kontourfedern.

Die Federn sind aus hornartiger, elastischer Masse gebildet; sie haben die allbekannte länglich ovale Form. Jede Feder besteht aus Kiel und Fahne.

Der Kiel ist das Traggerüst der Feder; er besteht aus Spule und Schaft. Mit der Spule steckt die Feder im Flügel. Dieselbe besteht aus einer durchsichtigen Hornröhre, deren Wände ringsum gleichmässig dick sind.

Der Querschnitt der Spule ist ein Oval, dessen grosse Achse in der Schlagebene steht.

Da wo das Blatt der Feder beginnt, geht die Spule in den Schaft über, die Spule bildet also den widerstandsfähigen, mit möglichster Material-Ersparniss gebauten, elastischen Stiel der Feder.

Der Schaft trägt links und rechts die Fahne. Er ist mit weisser, markiger Substanz gefüllt und hat den eigenthümlichen Querschnitt der Figur 29 b (Tafel II). Die glatte Seite ist oben, die gekerbte unten. Die Kerbe beginnt in der Wurzel des Schaftes, wo sie am tiefsten ist. Hier sind die Federn in der Kerbe oft durchscheinend. Gegen die Spitze der Feder zu wird die Kerbe seichter und verläuft allmählich mit dem nach aussen bezw. vorne schauenden Rand des Schaftes. Diese Einkerbung scheint den Zweck zu haben, die Torsionsfähigkeit der Feder zu erhöhen.

Links und rechts am Schaft heftet sich die Fahne an. Die Rückenfläche derselben vergleicht sich ungefähr mit der Rückenfläche des Schaftes, so dass der Körper des Schaftes gegen unten über das Blatt der Feder vorsteht in ähnlicher Weise wie der ganze Rumpf des Vogels zwischen den horizontal ausgebreiteten Flügeln hängend nach unten vorsteht.

Die Breite der Fahne ist nicht zu beiden Seiten des Schaftes gleich; vielmehr ist, wie bemerkt, die Feder unsymmetrisch gebaut, dergestalt, dass immer der nach innen, bezw. hinten schauende Bart der breitere und weichere, der andere schmäler und steifer ist. In Folge dessen sucht ein

von unten kommender Winddruck die Feder abzudrehen, ein von oben kommender sucht sie aufzudrehen. Die Feder ist, was Elasticität, unsymmetrische Lage des Unterstützungspunktes und Verhalten gegen den Winddruck anlangt, ein Abbild des Flügels im Kleinen.

Am auffallendsten ist diese unsymmetrische Anordnung der Bärte bei den klaffenden Federn der Schwinge. Hier ist bei den vordersten Federn oft der vordere Bart ganz verkümmert. Dies ist deshalb nöthig, damit der Winddruck mit dem entsprechenden Drehungs-Moment wirke, um die beim Schlag nothwendige starke Abdrehung zu erreichen.

Bei den übrigen Federn wird vom Winddruck der hintere breitere Bart an den nach unten vorspringenden Schaft der Nachbarfeder gedrückt und der Flügel schliesst hierdurch beim Schlag fester zusammen.

Die Bahne besteht aus parallelen Querleisten, den sogen. „Strahlen", welche mit dem Schaft gegen das äussere Ende der Feder einen spitzen Winkel einschliessen.

Die Strahlen sind der ganzen Feder ähnlich gebaut und bestehen aus sekundären Kielen und Bärten, sind aber im Verhältniss zu ihrer Länge weit schmäler.

Dadurch, dass die sekundären Kiele gegen unten vorstehen, entsteht die schon im § 10 bei Behandlung des Luftwiderstandes beschriebene Rippung der Unterseite (Fig. 14b, Tafel II).

Die Bärte sind, wie bei der ganzen Feder, unsymmetrisch und deckt immer der gegen die Spule zu schauende weichere Bart den steifen Vorderbart des Nachbarstrahles von unten. Sie sind unter einander durch feine Haarhäkchen verfilzt und bilden die gegen Winddruck von oben und unten luftdicht geschlossene Fläche der Feder.

Die Strahlen der sekundären Bärte machen mit ihren Kielen gegen den Rand der Feder spitze Winkel. Unter dem Winddruck ziehen sich diese Winkel stumpfer, und die benachbarten sekundären Kiele vergrössern ihren Abstand. Da aber an der Spitze der Feder der Rand saumartig nach unten eingezogen ist, so kann derselbe sich nicht ebenso ausdehnen. In Folge dessen bläht sich die Feder unter dem Winddruck. Ihre Wölbung wird stärker.

§ 34. Die Krümmung der Profile und der Längslinie.

Im Kapitel über den Luftwiderstand § 9 wurde ausgeführt, dass eine leichte Krümmung der Profile, welche etwa die Winkel-Ablenkung des Luftstromes verdoppelt, eine merkliche Steigerung des Widerstandes bewirkt. Es müssen also die Profilkrümmungen den Luftstoss-Winkeln angepasst sein in der Weise, dass die Tangente an den vorderen Rand

des Profils in der Zuflussrichtung der Luft steht und die Tangente an den hinteren Rand einen Winkel mit der Zuflussrichtung bildet, gleich dem doppelten Luftstoss-Winkel.

Nun sind beim Normalflug grösserer Vögel die Luftstoss-Winkel meist klein, werden aber ziemlich gross beim verlangsamten Flug. Hiernach sollten je nach der Flug-Geschwindigkeit die Profile verschiedene Krümmungen haben.

Indessen wurde schon auseinandergesetzt, dass bei stumpfem Luftstosswinkel der Nutzen der Krümmung abnimmt; es fällt also hier die Ungenauigkeit der Anpassung auch weniger ins Gewicht. Die Anpassung ist wahrscheinlich beim Normalflug am besten erreicht. Aber auch hier war die Natur nicht ängstlich bestrebt, eine mathematische Richtigkeit zu erzielen. An der inneren Hälfte des Flügels springt der vordere Rand des Flügels verdickt nach unten vor, die Krümmung der Profile ist sonach nahezu unveränderlich, und wir haben gesehen, dass beim mathematischen Flügel auch die Luftstosswinkel nur wenig von einander verschiedene Werthe haben.

Am todten Vogel erscheint (besonders an grösseren Raubvögeln) die Krümmung weit stärker, als das Bedürfniss erheischt. Beim Flug drückt der Luftwiderstand die Kontourfedern hinten in die Höhe und das Profil streckt sich dadurch mehr gerade.

An der Schwinge wird die richtig gewölbte Form der Profile hervorgebracht: beim Ruderflügel durch die entsprechende Krümmung der Profile der frei klaffenden Schwungfedern (siehe Figur 29 c, Tafel II). Bei den Schnellflügeln, deren Schwinge beim Schlag eine geschlossene Platte bildet, erhält diese Fläche selbst die entsprechende Wölbung, dadurch dass die am vorderen Rand des Flügels stehenden Schwungfedern steifer eingesetzt sind, als die weiter zurückliegenden.

Der vordere Rand des Flügels wird ausserdem bei vielen grösseren Vögeln durch ein paar am Daumen befestigte härtere und kürzere Federn gebildet, den sogenannten „Afterflügel" oder „Lenkfittich" (nach Prechtl). Derselbe kann durch eigene Muskeln sowohl gedreht, als auch beim Flug mehr oder weniger vorwärts gespreizt werden und hat ersichtlich den Zweck, einmal den vorderen Rand der Schwinge so zu stellen, dass er mit der Schneide die Luft theilt, zweitens eine einseitig vermehrte oder verminderte Entfaltung von Flügelfläche behufs Einleitung von Wendungen zu ermöglichen.

Zum Schlusse haben wir noch die Krümmung der Flügellängslinie beim Schlag zu betrachten.

Wäre die Längslinie gerade, so würde ein grosser Theil der Luft über die Flügelspitze nach seitwärts ausweichen, wie ein leicht anzustellender Versuch mit einer oscillirirenden Platte lehrt. Deshalb ist die Längslinie in der ersten Hälfte des Schlages nach abwärts gebogen: Es handelt sich darum, die Luftmassen unter dem Flügel möglichst zusammen zu halten.

In der zweiten Hälfte des Schlages wird aber durch den Luftwiderstand die Flügelspitze in die Höhe gebogen und der Flügel ist dann S-förmig, die inneren Partien nach unten, die äusseren nach oben gekrümmt (Fig. 30, Tafel III). In Folge davon schauen die äusseren Partien in der Tiefführung nicht so sehr nach innen, wie sie bei unveränderter Längslinie thun müssten, sondern mehr senkrecht nach unten, und ihr Tragvermögen wird besser ausgenützt.

Diese Erscheinung lässt sich bei Krähen sehr deutlich wahrnehmen. Der Vogel macht einen ausserordentlich weichen Flügelschlag; man hat das Gefühl, als küsse gewissermassen der Flügel die Luft. Dieses elastische, federnde Drücken des Flügels auf die Luft ohne jeden Stoss ist eine wesentliche Bedingung der Arbeits-Oekonomie.

§ 35. Unvollkommenheit der selbstthätigen Anpassung.

Nachdem gezeigt ist, in welcher Weise die windschiefe Verdrehung des Flügels zu Stande kommt, entsteht die Frage, in wie weit vermöge der selbstthätigen Anpassung der natürliche Flügel die Bedingungen der mathematischen Flügelflächen erfüllen kann. Je genauer diese Bedingungen erfüllt sind, um so mehr nähert sich der Arbeitsverbrauch seinem Minimum, um so besser ist der Flügel.

Es ist aber höchst wahrscheinlich, dass durch selbsthätige Anpassung niemals mit Vollkommenheit die Form des mathematischen Flügels erreicht werden kann.

Sei AB (Fig. 31, Tafel II) ein Theil der Bahn des Unterstützungspunktes des Profils MN; MN und $M_1 N_1$ die Stellungen, welche das Profil theoretisch haben sollte. Dann haben beide Profile nahezu den gleichen Winddruck zu erleiden (nach § 22), es müsste also auch, da $AP = BP_1$, bei beiden das Drehungsmoment um den Unterstützungspunkt ungefähr dasselbe sein: folglich müsste auch die dem Drehungsmoment das Gleichgewicht haltende elastische Spannung der Sehnen in Stellung 2 ungefähr die nämliche, bezw. nur wenig grösser sein als bei 1. Nun müssen aber in Stellung 2, wo das Profil beträchtlich mehr abgedreht ist, als in 1 die Spannungen der passiv gedehnten Sehnen, Federschäfte etc. nothwendig merklich grösser

sein als bei 1 und müssen in stärkerem Verhältniss zunehmen, als der sich annähernd gleich bleibende Winddruck des mathematischen Flügels. In Folge dessen wird bei B das Profil nur so weit abgedreht, dass der in Folge des nun stumpferen Auftreffwinkels erhöhte Winddruck der zunehmenden Elasticitäts-Spannung das Gleichgewicht halten kann, und es entspricht einer stärkeren Abdrehung auch eine stärkere Belastung der Profile.

Dies ist die unmittelbare Folge einer Einrichtung, welche durch die Aenderung des Winddruckes erst die Gestaltsänderung bewirkt.

Hierbei sind also die äusseren Partien des Flügels zu wenig abgedreht; dadurch wächst zwar ihre Belastung, vermindert sich aber ihr horizontaler Antrieb, und damit die Horizontalgeschwindigkeit erhalten bleiben könne, muss nun auch die innere Hälfte des Flügels weniger aufgedreht sein. Es entsteht also eine geringe Verflachung der ganzen Flügelkrümmung, und erleiden die inneren Partien im Allgemeinen zu wenig, die äusseren zu viel Winddruck. Bei Zunahme der Schlaggeschwindigkeit wächst der Druck und die Durchbiegung der äusseren Partien, wie die Naturbeobachtung lehrt, so dass sowohl der Zeit als dem Orte nach die Gleichmässigkeit der Belastung nicht erreicht ist.

Aus dem Umstand, dass diese Thatsachen besonders an Ruderflügeln beobachtet werden, die gerade zu den torsionsfähigsten gehören, lässt sich schliessen, dass die beschriebene Unvollkommenheit allen Flügeln ohne Ausnahme anhaftet und zwar im Allgemeinen um so mehr, je einfacher der Flügel gegliedert ist.

Jetzt wird auch verständlich, warum die Naturforscher die Krümmung der Flügelflächen, speziell die Abdrehung der äusseren Partien häufig übersehen haben, da dieselhe, ohnehin nur gering, durch die Unvollkommenheit der Anpassung noch vermindert wird.

Auch der Verfasser hätte schwerlich mehr Glück gehabt, als seine Vorgänger im Beobachten, wenn er nicht durch die theoretische Behandlung des Problems auf diese Eigenthümlichkeiten des Flügels aufmerksam geworden wäre.

§ 36. Einrichtungen zur Verbesserung der selbstthätigen Anpassung.

Durch die Unvollkommenheit der Anpassung verlegt sich der Winddruck mehr gegen die Flügelspitze. Die Totalbelastung ändert sich wenig; aber durch Vergrösserung des Krafthebelarmes wird bei gleich bleibender Schlaggeschwindigkeit ein Mehraufwand von Arbeit nöthig.

Die Ursache dieser Unvollkommenheit liegt in den Spannungsdifferenzen der elastischen Theile des Flügels bei der Torsion.

Nun werden diese Spannungs-Differenzen, wenn die verlangte Formänderung eine bestimmte Arbeitsmenge beansprucht, um so geringer, je grösser die Masse der elastischen Theile ist.

Da nun aus anderen Gründen die Masse des Flügels so gering als möglich gemacht werden muss, so ist wenigstens die Elasticität aller Theile möglichst gleichmässig in Anspruch genommen. Skelet, Sehnen und Bänder, endlich die Federn vermöge ihrer Biegungs- und Torsionsfähigkeit nehmen gleichmässig an der Formänderung Theil und zwar die schweren Theile, wie das Skelet, unter geringer Verbiegung bei hoher Spannung, die leichten Theile unter geringerer Spannung und bedeutender Umbiegung. Da hierdurch die Arbeits-Aufnahme jedes einzelnen Theiles ein Minimum wird, so kann der Flügel eine bestimmte Torsion mit der kleinstmöglichen Spannungs-Differenz annehmen.

Die weitgehende Ausnützung der Elasticität aller Theile als: Skelet, Sehnen, Federschäfte ist der Hauptvortheil der Ruderflügel.

Damit ferner die Spannungs-Differenzen klein werden, muss der Winddruck die Profile mit geringerem Drehungsmoment abdrehen. Dann kann die gegenwirkende Spannung gleichfalls gering sein, und darf daher der Unterstützungspunkt des Profils nur so weit nach vorn vom Kraftmittelpunkt abbiegen, dass der Flügel der Veränderung des Winddrucks rasch genug folgt. Dann kann der Flügel sehr weich gebaut sein und die Torsionsspannungen sind im Verhältniss zur Masse der gedehnten Theile nur sehr klein, folglich auch die Spannungs-Differenzen geringer.

Nun lässt sich auch angeben, welche Gestalt der vom Winddruck entlastete Flügel zeigen muss, was ich seine natürliche Gleichgewichtslage nenne.

Der mathematische Flügel hat im Anhub die Form einer gleichmässig aufgedrehten Platte, und steht hiebei unter bedeutendem Winddruck. Würde diese Form als natürliche Gleichgewichtslage gewählt, so hätte er, da alle Profile dem Winddruck sofort nachgeben, in der Anhubstellung nicht die nöthige Widerstandsfähigkeit. Der Flügel muss deshalb in der natürlichen Gleichgewichtslage etwas stärker aufgedreht sein und zwar an der Basis, wo er überhaupt härter und weniger nachgiebig ist, nur um wenig, an der überaus biegsamen Flügelspitze dagegen mehr.

Wird nun der Flügel unten vom Wind getroffen, so geben alle Profile etwas nach, und der Flügel hat in der Anhubstellung wenigstens annähernd seine Belastung.

Der Flügel ist also in natürlicher Gleichgewichtslage umgekehrt gekrümmt wie beim Schlag. Die äusseren Theile sind am stärksten, die inneren am wenigsten aufgedreht, was auch durch die Beobachtung bestätigt wird.

§ 37. Modifikation der Flügelbewegung behufs besserer Anpassung.

Um den Nachtheil der Unvollkommenheit der Anpassung noch weiter zu vermindern, hat die Natur eine sehr einfache Einrichtung getroffen: sie lässt den Flügel nicht senkrecht abwärts, sondern etwas nach vorwärts schlagen. Die Drehachse liegt dann nicht tangential zur Bahn, sondern bildet mit derselben einen Winkel δ, wie in § 2 beschrieben.

Dies beeinflusst in zweifacher Richtung die Wirkung des Flügels. Es ändern sich 1. die Luftstosswinkel und damit die Lage der Profile. 2. Bewegungsrichtung und Geschwindigkeit der Profile.

Um die Aenderung der Luftstosswinkel zu bestimmen, nehmen wir an, dass die der Flugebene parallel liegende Drehachse mit der Bahn einen Winkel δ gleich dem Grundwinkel α_0 bilde, so dass die Flügelbasis parallel zur Drehachse liegt, und bestimmen nun den Winkel, welchen die Zuflussrichtung der Luft mit der Widerstandsebene des Flügels in einer beliebigen Stellung macht.

Seien A F und A G (Fig. 32, Tafel II) die zum Ausschlag γ um die Drehachse A C gehobenen Widerstands-Ebenen; A B die Bewegungsrichtung des Systems, so dass Winkel $BAC = \delta$. Ferner sei die Gerade E H in der Flugebene senkrecht auf A C und E H senkrecht auf Fläche A F; dann ist der Winkel A E H gleich dem Ausschlagwinkel γ.

Ferner sei von B aus auf die bis D erweiterte Fläche A F die Senkrechte B D gefällt und durch dieselbe eine zu A C senkrechte Ebene gelegt, welche die Flugebene in B C, die Fläche A F in C D schneide. Dann ist, wenn noch A D gezogen wird, in dem bei D rechtwinkligen Dreieck A D B der Winkel D A B der Neigungswinkel der Geraden A B zur Fläche A F, d. i. der Luftstosswinkel α.

Ferner ist das bei D rechtwinklige Dreieck B C D ähnlich dem Dreieck A E H. Beide sind rechtwinklig und die Schenkel der beiden spitzen Winkel bei A und C werden von zwei Parallelen-Paaren gebildet. Nun ist

$$\sin\alpha = \frac{BD}{AB} = \frac{BC \,.\, \cos\gamma}{AB}, \text{ und da } \frac{BC}{AB} = \sin \measuredangle BAC = \sin\alpha_0,$$

so kommt $\sin\alpha = \sin\alpha_0 \,.\, \cos\gamma$.

Wird daher der Flügel ohne Gehaltsveränderung bewegt, so nimmt bei aufwärts geneigter Drehachse der Luftstosswinkel um so mehr ab, je mehr sich der Flügel von der horizontalen Lage entfernt. Denn je grösser der Ausschlag γ wird, um so kleiner wird $\cos\gamma$. Damit aber der Kraftweg der Profile derselbe bleibe, wie in der horizontalen Lage der Flügel, wo $\gamma = 0$, also $\sin\alpha = \sin\alpha_0$ wird, muss in der Hoch- und Tief-

führung der ganze Flügel etwas mehr aufgedreht sein und zwar um so mehr, je grösser der Ausschlag ist. Die Form des Flügels im einzelnen ist dann die nämliche, wie sie ohne diese Eigenthümlichkeit sich ergeben würde, aber trotzdem von der des Flügels mit senkrechtem Schlag verschieden.

Durch die Schrägstellung der Drehachse ändern sich nämlich die Absteigewinkel und Geschwindigkeiten der einzelnen Profile. Die Bahnen werden etwas flacher, die Bewegungsgeschwindigkeiten grösser. Denn wenn der Schlag der horizontalen Bewegungsrichtung des Systems mehr entgegen geführt wird, so wird dadurch die an Grösse weit überwiegende horizontale Komponente der Bewegung vermehrt, ohne dass sich die vertikale Bewegungs-Komponente wesentlich vermindert; es kommt also eine Vermehrung der absoluten Geschwindigkeiten zu Stande.

Dies bedingt spitzere Luftstosswinkel im Vergleich zu dem Flügel mit senkrechtem Schlag, also etwas grössere Oekonomie der Schwebearbeit im Ganzen, oder bei gleicher Schlaggeschwindigkeit etwas stärkere Belastung.

Da ferner hauptsächlich die äusseren Partien des schräg schlagenden Flügels mit grösseren absoluten Geschwindigkeiten arbeiten — während dies innen viel weniger, an der Basis gar nicht der Fall ist, so folgt, dass die Belastung von innen gegen aussen stärker zunimmt, als beim Flügel mit senkrechtem Schlag.

Ferner wird die Krümmung der Fläche geändert. Durch die Vergrösserung der horizontalen Komponenten der Bewegung erhöht sich der Kraftweg bei den aufgedrehten Theilen und vermindert sich bei den abgedrehten Theilen des Flügels. Damit Gleichheit des Kraftweges bestehe, muss daher die innere aufgedrehte Hälfte des Flügels etwas weniger auf-, die äussere etwas weniger abgedreht sein. Das Resultat ist eine geringe Verflachung der ganzen Flügelfläche.

Nun sind beide Eigenthümlichkeiten: Geringe Verflachung der Krümmung und Mehrbelastung der äusseren Partien auch für einen mit unvollkommener Anpassung arbeitenden Flügel charakteristisch (§ 35). Lässt man daher einen solchen Flügel etwas schräg vorwärts schlagen, so wird seine Form- und Belastungs-Vertheilung der theoretischen ähnlicher und sein Nutzeffekt ein besserer.

Eine vermehrte Aufdrehung des ganzen Flügels beim Ausschlag, wie sie theoretisch erforderlich ist, ist hierbei schwerlich von Vortheil, weil dies nur die Anpassung der inneren Partien, keineswegs aber die der ohnehin zu wenig abgedrehten äusseren Theile erleichtern würde.

Beim Vergleiche des Flügels mit senkrechtem und mit schrägem Schlag haben wir gesehen, dass letzterer etwas ökonomischer arbeitet.

Trotzdem ist eine übermässige Aufrichtung der Drehachse nicht vortheilhaft, weil bei erheblicher Einschränkung des vertikalen Ausschlages die Absteigewinkel zu klein werden, folglich die Abdrehungs-Möglichkeit der Profile und die Treibfähigkeit des Flügels abnimmt. Dies müsste durch Beschleunigung des Flügelschlages ersetzt werden und hätte somit eine Erhöhung der Schlag-Frequenz zur Folge, was immer von Nachtheil ist.

Ueber die Bedeutung des schrägen Schlages für die Balance beim Flug siehe § 48.

§ 38. Ueber Grösse der Arbeitsverluste durch die Unvollkommenheit der Anpassung.

Nun fragt es sich, wie gross bei unvollkommener Anpassung die Arbeitsverluste sind.

Zwei durch die Indizes 1 und 2 unterschiedene Profile mögen mit den Geschwindigkeiten c_1 und c_2, ferner mit den Kraftwegen k_1 und k_2 arbeiten und zusammen den Widerstand W erzeugen; so dass also

1. $W = c_1^2 . \sin \alpha_1 + c_2^2 . \sin \alpha_2 = c_1 . k_1 + c_2 k_2$ (unter Weglassung überflüssiger Konstanten).

2. Ihr Arbeitsverbrauch ist dann $A_I = c_1 k_1^2 + c_2 k_2^2$.

Nun sollen beide Profile mit anderen Luftstosswinkeln und unter dem nämlichen Kraftweg i arbeiten, jedoch unter Erzeugung des nämlichen Gesammt-Widerstandes W. Dann ist

3. $W = c_1 . i + c_2 i = (c_1 + c_2) . i$ und $i = \frac{W}{c_1 + c_2}$, ferner der Arbeitsverbrauch

4. $A_{II} = (c_1 + c_2) . i^2 = \frac{W}{c_1 + c_2}$.

Hieraus folgt $A_I - A_{II} = (c_1 k_1^2 + c_2 k_2^2) - \frac{W^2}{c_1 + c_2}$ (nach 2 u. 4).

5. $A_I - A_{II} = U = \frac{c_2 . c_1 . (k_2 - k_1)^2}{c_1 + c_2}$ (wenn aus 1 eingesetzt wird).

Dieser Ausdruck giebt die Differenz zwischen der Arbeit, welche verbraucht wird, wenn beide Profile mit gleichem Kraftweg arbeiten und zwischen der Schwebearbeit bei verschiedener Grösse des Kraftweges. Der Arbeitsverlust ist also dem Quadrat der Differenz der Kraftwege proportional.

Setzt man hier $v = 1 = c_1$, wobei also das Basis-Profil als Profil 1 genommen ist und nimmt für das Profil 2 (die Flügelspitze) eine Schlaggeschwindigkeit $x \cdot S = \frac{1}{3} v$ an, so wird $c_2 = 1{\cdot}05404$. Ferner sei $i = 0{\cdot}1$, so wird der Minimal-Arbeitsverbrauch $A_{II} = 0{\cdot}02054$. Und setzt man die Differenz der Kraftwege der beiden Profile $(k_2 - k_1) = 0{\cdot}1$, d. i. so gross wie den Kraftweg i selbst, dann wird $U = 0{\cdot}05131$, d. i. ein Arbeitszuschlag von 25%.

Wäre die Differenz der beiden Kraftwege nur die Hälfte, so wäre $U = 6{\cdot}4$% der Minimal-Arbeit.

Bezieht man die angenommene Differenz $(k_1 - k_2)$ auf Basis- und Spitzen-Profil, deren Kraftwege die grössten Differenzen aufweisen müssen, und nimmt an, dass die Kraftwege von der Basis zur Spitze gleichförmig zunehmen, so wächst zwischen zwei gleichweit von der Flügelmitte abstehenden Profilen die Differenz der Kraftwege proportional ihrem Abstand von der Mitte. Die Flügelmitte arbeitet aber nahezu mit dem normalen Kraftweg. Der durch ein solches Profilpaar verursachte Arbeitszuschlag ist also proportional dem Quadrat der Differenz ihrer Kraftwege, d. i. proportional dem Abstand der Profile von der Mitte. Hier ist der Ausdruck $\frac{c_1 c_2}{(c_1 + c_2)}$, weil er sich in der Praxis nicht viel ändert, gleich einer Konstanten gesetzt. Die Kurve der durch je zwei gleichweit von der Drehachse abstehende Profile verursachten Arbeitsverluste ist daher nahezu eine Parabel und der Totalzuschlag zur Arbeitsleistung des Flügels gleich dem dritten Theil des bei den beiden Endprofilen berechneten Arbeits-Zuschlages.

Setzt man, wie oben geschehen, $k_2 - k_1 = i = 0{\cdot}1$, so wäre beispielsweise das Basisprofil statt $5^0\ 45'$ nur etwa $2^0\ 47'$ aufgedreht. Der Luftstosswinkel der Flügelspitze wäre statt $5^0\ 27'$, wie er sein sollte, $8^0\ 7'$ gross, wenn $v = 1$, $x \cdot S = \frac{1}{3} v$ genommen wird, dann ist $U = 8.55$% für den ganzen Flügel. In Fall 2, wo $k_2 - k_1 = \frac{1}{2} i$ gesetzt wird; also die Winkel-Abweichung der Profile etwa halb so gross ist, wie oben, wird $U = 2{\cdot}14$%. Setzt man $k_2 - k_1 = 2\,i$, was für eine mit horizontalen Profilen oscillirende Fläche ungefähr zutrifft, so wird $U = 34{\cdot}20$%, also etwas mehr als ein Drittel der Minimalarbeit, was mit der Darlegung in § 27 übereinstimmt.

Hieraus folgt, dass auch eine mangelhafte Anpassung des Flügels schon grossen Nutzen bringt. Der Flügel hat die besonders bei mechanischer Nachahmung schätzenswerte Eigenschaft, dass ein geringer Fehler in den Winkellagen der Profile nicht gleich einen grossen Arbeitszuschlag zur Folge hat.

Ich glaube, dass in der Natur die Anpassung des Flügels durch die passive Elasticität genau genug bewirkt wird, und dass der durch noch genauere Anpassung erzielbare Nutzeffekt eine Mitwirkung von Muskeln nicht lohnen würde.

VI. Kapitel.

Die Hebung; Wirkung des Motors auf den Flügel.

§ 39. Die Hebung.

Nachdem nunmehr die Funktion des Flügels beim Schlag besprochen ist, haben wir die Flügelhebung zu untersuchen.

Die Hebung muss in der kürzest möglichen Zeit geschehen, damit der Intermissions-Koeffizient und der daraus entspringende Arbeitsverlust klein werden. Die Arretirung des Flügels im Tiefstand erfolgt sehr plötzlich mit grosser Gewalt. Die Bahnen der einzelnen Profile machen deshalb im Tiefstand eine schärfere Wendung wie im Hochstand. Da die Hebung kürzere Zeit dauert als der Schlag, sind die Ansteige-Winkel merklich steiler als die Absteige-Winkel.

Der Vorgang bei der Hebung ist der folgende:

Sobald die Zuflussrichtung der Luft wechselt, schnellen die abgedrehten Profile wieder in ihre natürliche Gleichgewichtslage vor. Nun ist der ganze Flügel aufgedreht, und zwar die äusseren Partien mehr als die Basis. Die Basis und die ihr zunächst liegenden Theile des Flügels erleiden auch jetzt noch Winddruck von unten. Die mittleren Partien gehen annähernd mit der vorderen Kante gegen die Luft, die äusseren möglicherweise mit der Rückseite. Ich schliesse mich in dieser Beziehung der Ansicht Pettigrew's an, der in etwas schwer verständlicher Fassung sagt, „es dränge bei Hebung des Flügels gleichzeitig die obere Fläche desselben gegen die Luft, gleichzeitig aber auch die untere Fläche durch den in Bewegung befindlichen Körper, indem sie wie ein Drache schräg nach oben bewegt werde.“

Um einen schädlichen Rückendruck auf die Oberseite der Schwinge zu vermeiden, hat der Flügel aussen eine ventilartige Einrichtung. Bei der Hebung werden nämlich die grossen Schwungfedern, jede für sich stark aufgedreht und lassen, indem sie „jalousienartig“ aufklaffen, Lücken zwischen sich, in denen die Luft durchstreichen kann. Sie wenden dann

ihren vorderen Rand, vielleicht auch ihre glatte Oberseite in sehr spitzem Stosswinkel gegen die Luft. Etwas sicheres hierüber wissen wir nicht.

Diese Aufdrehung kann bewirkt werden: entweder allein durch den Luftwiderstand, wie Strassner annimmt, dadurch dass der breitere hintere Bart der Schwungfedern vom Wind abwärts gedrückt wird, oder durch eine bei der Hebung eintretende Verziehung der sehnigen Haupt-Duplikatur, in welcher die Federn stecken, oder durch beide Kräfte zusammen, was mir das wahrscheinlichste scheint.

An den inneren Partien des Flügels kann eine solche Ventilwirkung deshalb nicht stattfinden, weil hier die dem vorderen Rand zunächst liegende Hälfte des Flügels aus mehreren Lagen Federn übereinander gebildet wird und luftdicht nach oben und unten schliesst, und weil die den Hinterrand bildenden Kontourfedern steifer eingesetzt sind, als die Schwungfedern.

In Folge dessen erleidet der Flügel beim Flug mit verringerter Geschwindigkeit an den inneren Partien Rückenwiderstand, und noch mehr ist dies beim Flug auf der Stelle, dem sogenannten Rütteln der Fall.

Deshalb muss hierbei der Flügel während der Hebung stark aufgedreht werden, wie dies die Insekten, bei denen der Flug auf der Stelle, der „stationäre“ Flug, hauptsächlich vorkommt, auch wirklich thun. Die weitere Ausführung dieser Verhältnisse gehört aber in das Kapitel von den verschiedenen Flug-Variationen.

Aus dem bisherigen folgt: Der Flügel braucht, damit die Hebung ohne Rückenwiderstand vor sich gehen könne, ein gewisses Mass von Horizontal-Geschwindigkeit; dies folgt daraus, dass die besprochene Ventilvorrichtung nur aussen an der Spitze sich findet: Er ist also ein auf schnelle Fortbewegung berechnetes Werkzeug.

Der schon im III. Kapitel § 13 ausgesprochene Satz: „Schnelle Vorwärtsbewegung ist das Element des Fluges“ wird also durch den anatomischen Bau des Flügels bestätigt.

Ueber die Grösse der Luftwiderstände lässt sich wenig sagen. Die inneren Theile erleiden Winddruck von unten und zwar das Basis-Profil ungefähr den gleichen Druck wie beim Schlag. Ein merklicher Auftrieb kann aber nur im inneren Drittel des Flügels vorhanden sein. Nimmt man an, dass der Druck von der Basis nach aussen gleichmässig abnehme und auf $\frac{1}{3}$ der Flügellänge $= 0$ werde, so wäre er etwa um das 6fache kleiner als der durchschnittliche Winddruck beim Schlag. Dieser Werth ist aber vermuthlich zu gross.

An der Schwinge wird Widerstand auf die Rückseite erzeugt, der nach unten und vorn gerichtet ist. Derselbe ist bei der glatten und konvexen Rückenfläche der Federn aber nur geringfügig, so dass der nach oben und hinten gerichtete Winddruck auf die Basis das Uebergewicht behält und die Hebung des Flügels erleichtert. In Folge der rückwärts gerichteten Komponente des Widerstandes verliert der Vogel an Horizontal-Geschwindigkeit.

Strassner sagt, er glaube, „dass die kleinen Vögel geradezu den Flügelschlag mit benützen, um ihre Vorwärtsbewegung noch stärker zu vermehren, als sie es sonst thun könnten“.

Der Vogel müsste demnach bei der Hebung seine Federn künstlich schliessen und absichtlich einen Rückenwiderstand auf die Schwinge hervorrufen, der ihn nach unten und vorwärts treibt. Dann braucht der Flügel auch beim Schlag eine stärkere Belastung und kann wieder hierdurch die treibende Komponente stärker sein. Das Verfahren ist also zweckentsprechend, aber wenig ökonomisch und findet bei grösseren Vögeln wohl niemals, bei kleineren nur dann Anwendung, wenn ein besonderer Grund zur möglichsten Beschleunigung des Fluges zwingt.

§ 40. Die Beugung der Hand.

Jedermann kennt die bei der Flügelhebung oft eintretende Verkürzung des Flügels. Dieselbe wird bewirkt durch stärkere Abwinklung der drei Haupttheile des Skelets, wobei die Rückführung der langen Schwinge als das Charakteristische in die Augen fällt. (Siehe Figur 7, Tafel I.)

Die Erscheinung findet sich bei allen Vögeln. Am auffallendsten ist sie bei Fliegern mit langen schmalen Flügeln, z. B. Möven, Schwalben. Bei Schnellflügeln wird sie in der Regel häufiger beobachtet, als bei Ruderflügeln. Bei raschem Flug und grossen Schlagwinkeln ist die Einziehung des Flügels stark, bei gemächlichem Flug mit kleinem Schlagwinkel ver schwindet sie oft ganz.

Beim Ansteigen in schiefer Ebene wird der Flügel nicht eingezogen, oft hingegen beim Horizontalflug und mit Vorliebe beim passiven Herabgleiten in schiefer Ebene.

Der Zweck der Verkürzung des Flügels ist hauptsächlich eine Erleichterung der Hebung. Zu Ende des Schlages wird der Flügel rasch eingezogen, bei Beginn des Schlages wieder plötzlich gestreckt.

Die Vortheile hiervon sind folgende:

1. Der Schwerpunkt des Flügels rückt näher an die Drehachse und wird deshalb in einem kürzeren Bogen gehoben. Die Arbeit der Hebe-

muskeln wird dadurch geringer, indem die Beuge- und Streckmuskeln einen Theil der Hebearbeit übernehmen. Dadurch kann die Hebung rascher von statten gehen.

2. Der Luftwiderstand unterstützt die Hebung. Bei Einziehung des Flügels rückt die Spitze bedeutend, oft bis auf halbe Flügellänge und mehr, an die Drehachse heran. Die Ansteigewinkel sind dann weniger steil, als wenn der Flügel gestreckt gehoben wird. Ausserdem sind, wie die Momentphotographien Marey's beweisen, die Profile an dem eingegezogenen Flügel viel stärker aufgedreht, als dies bei gestrecktem Flügel der Fall ist. Es ist daher anzunehmen (für den in unserer Figur reproduzirten Fall ist dies sicher), dass der grössere Theil des Flügels hierbei mit der Unterseite voran gegen die Luft geht, jedenfalls aber Rückenwiderstand nicht vorhanden ist.

Durch die auch während der Hebung fortdauernde Tragwirkung der Luft wird der schädliche Einfluss der Intermission vermindert, und die Hebung kann ohne Schaden etwas länger dauern. Dies kann man an einer mit grosser Geschwindigkeit und starker Einziehung des Flügels dahinstreichenden Taube auch wirklich beobachten. Man hat hier den Eindruck, als ob die sehr heftigen Flügelschläge seltener wären, als sonst wobei der Vogel zwischen den Flügelschlägen mit eingezogenen Flügeln in der Horizontalstellung einen Moment förmlich ausruht.

Die Einziehung des Flügels bei der Hebung spielt daher dann eine Rolle, wenn die Verwendung von Drachenflächen vortheilhaft ist, d. i. bei grossen Fluggeschwindigkeiten, wo ausserdem der Flügel mit grossem Schlagwinkel arbeitet, um die Horizontalgeschwindigkeit zu unterhalten.

So beobachtet man, dass Schwalben oder Möven, die beim gemächlichen Normalflug mit kleinen Schlagwinkeln und verhältnissmässig sehr langsamer Flügelbewegung arbeiten, den Flügel hierbei gestreckt auf- und abführen, sobald aber der Flug etwas rascher wird, den Flügel bei der Hebung stark einziehen.

Vielfach ist die Meinung verbreitet, dass die zu Ende des Schlages bei vielen Vögeln sichtbare ruckartige Rückführung der Schwinge dazu diene, die Rückwärtsbewegung ruderartig zu beschleunigen.

Die Fluggeschwindigkeiten, bei denen diese Bewegung sich zeigt, sind aber so gross, dass wahrscheinlich ein wirkliches Rückwärtsschlagen der Flügelspitze gar nicht vorkommt, und dies wäre auch eine ganz vereinzelte der sonstigen Wirkungsweise des Flügels nicht entsprechende Erscheinung.

Nun kommt, wie die Beobachtung lehrt, eine geringere Verkürzung des Flügels auch beim Schlage vor. Dies geschieht wohl nur deshalb,

weil das schnelle Strecken und Wiedereinziehen des Flügels dem Vogel zu anstrengend wird; er verzichtet deshalb auf eine gänzliche Entfaltung des Flügels beim Schlag. Ob hier noch andere Gründe mitsprechen, etwa die vermehrte Abdrehungsfähigkeit des etwas eingezogenen Flügels, die grössere Profilwinkel und einen stärkeren horizontalen Antrieb ermöglicht, dürfte schwer zu entscheiden sein.

§ 41. Umsetzung der Flügelbewegung im Tiefstand. Flügelhebung.

Um ein Urtheil über den Arbeitsverbrauch bei der Hebung zu gewinnen, müssen wir die einzelnen Phasen derselben gesondert betrachten, und beginnen mit der Umsetzung der Flügelbewegung im Tiefstand.

In dem Augenblick, wo die niederziehenden Kräfte aufhören, auf den Flügel zu wirken, hat er nahezu maximale Schlaggeschwindigkeit und ist stark abgedreht, steht also unter hohem Winddruck. Vermöge seines Drehungsmomentes wird er die Bewegung auch ohne Mitwirkung des Motors noch kurze Zeit fortsetzen. Dies nenne ich den „Auslauf“ des Flügels. Sobald aber die Bewegung langsamer wird und der Wind seine Richtung ändert, schnellen die elastischen Profile vor: sie bleiben am Winde; der Winddruck wird dadurch während des Auslaufes nicht wesentlich geringer und vermindert sich erst dann erheblich, wenn der Flügel wieder aufzusteigen beginnt und die Profile dem Wind nicht mehr mit der nöthigen Kraft folgen können. Um einen Anhalt über Grösse und Dauer des Auslaufs zu gewinnen, wollen wir einen bestimmten Fall durchrechnen. Es sei: Schlaggeschwindigkeit der Flügelspitze = 3 m; Trägheits-Halbmesser des Flügels = Ein Drittel der Flügellänge. Also Trägheitsmoment $= \left(\frac{1}{3} \cdot 3\right)^2 \cdot \frac{f}{g}$, wo f = Gewicht des Flügels. Hierdurch ist das Trägheitsmoment wohl etwas zu gross geschätzt. Ferner sei: Winddruck beim Auslauf = 1·3 mal Totalgewicht = 1·3 . 5·66 . Flügelgewicht = 7.36 . f . g (nach dem Krähenflügel). Dann ist am Ende des Auslaufs die Widerstandsarbeit der Luft gleich dem halben Drehungsmoment plus der Fallarbeit des Flügels beim Auslauf. Bezeichnet x den beim Auslauf zurückgelegten Bogen des Luftwiderstands-Mittelpunktes, d. i. der Flügelmitte, so wird hiernach $\frac{1}{2} \cdot (1)^2 \cdot \frac{f}{g} + f \cdot h = W \cdot x = 7 \cdot 36 \cdot f \cdot x.$

Die Höhe h, um welche sich beim Auslauf der Flügel-Schwerpunkt nach unten verschiebt, ist, wenn man den von ihm beschriebenen kleinen Bogen b als Gerade betrachtet, $h = b \cdot \cos \gamma$, wo γ den Maximal-Ausschlag unter den Horizontalen bedeutet. Der Schwerpunkt liegt auf $\frac{1}{5}$ Flügellänge (bei der Schwarzkrähe), so dass $x : b = \frac{1}{3} : \frac{1}{5}$ oder $b = \frac{3}{5}\, x$ wird.

Dann ist $h = \frac{3}{5} x \cdot \cos\gamma$ und die Gleichung, aus der x zu berechnen ist, wird:

$$\frac{1}{2g} + \frac{3}{5} \cdot \cos\gamma \cdot x = 7 \cdot 36 \cdot x, \text{ hieraus wird für } \gamma = 25^0 : x = 0{\cdot}0075 \text{ m}.$$

Die Zeitdauer t des Auslaufs berechnet sich hienach aus der Formel

$$x = \tfrac{1}{2} k \cdot t^2. \quad \text{Hier ist } k = 7{\cdot}36 \cdot g,$$

$$\text{also } t = \sqrt{\frac{2x}{k}} = 0.014 \text{ Sekunden.}$$

Diese Grösse und Dauer des Auslaufs macht ihn für die meisten, nicht ganz kleinen Vögel anwendbar. Bei sehr kleinen Fliegern aber müsste er einen beträchtlichen Theil des Schlages ausmachen; hier ist deshalb der Flügel kleiner und leichter.

Bei grösseren Flügeln dürfte der Auslauf vielleicht länger dauern wegen des zu langsamen Nachschnellens der Profile. Deshalb wird der Flügel schon zu Ende des Niederschlags eingezogen, die Profile werden dadurch stärker aufgedreht, der Flügel fängt mehr Winddruck und die Umsetzung geht rascher von Statten.

Aus der ganzen Auseinandersetzung folgt: Eine Arretirung des Flügels durch Muskelkräfte ist im Tiefstand nicht nothwendig; ein guter elastischer Flügel verwandelt vielmehr die ihm zu Anfang des Schlages ertheilte Beschleunigung zu Ende des Schlages in Schwebe-Arbeit und widersteht während des Auslaufs einem beträchtlichen Winddruck. Zu gleicher Zeit giebt er hierbei die auf die Längsrollung verwendete Arbeit nahezu vollständig zurück, so dass wir einen Arbeitsbedarf hierfür nicht zu rechnen haben.

Bei Beginn der Hebung hört der Winddruck nicht sofort auf, wird aber nach § 40 schwächer. Zu Beginn der Hebung ist die Hebungs-Geschwindigkeit am grössten, gegen Ende der Hebung nimmt sie ab; folglich ist in der ersten Hälfte und Mitte der Hebung der Winddruck am geringsten.

Bei Bestimmung der Hebungs-Arbeit, welche der Luftwiderstand am Flügel leistet, ist man auf eine unsichere Schätzung angewiesen. Rechnet man den durchschnittlichen Winddruck auf das innere Drittel des Flügels zu $\frac{1}{10}$ der Belastung beim Schlag und setzt den Kraft-Mittelpunkt auf $\frac{1}{9}$ der Flügellänge, so ergiebt sich als Luftwiderstands-Arbeit am Flügel: W . b, wo b der vom Kraft-Mittelpunkt beschriebene Bogen ist.

Da nun der Schwerpunkt des Flügels auf ca. $\frac{1}{5}$ Flügellänge fällt, so ist seine vertikale Verschiebung h das 1·8fache der vertikalen Ortsveränderung des Kraft-Mittelpunktes und die Hebearbeit des Luftwider-

standes $= \frac{0{\cdot}74}{1{\cdot}8}$ h . f . g = 0·41 . f . g . h (wenn das Flügelgewicht $= \frac{1}{5{\cdot}7}$ mal Rumgfgewicht und der Hebedruck beim Schlag 1·3 mal Rumpfgewicht, also der Hebedruck bei der Hebung 0·1 . 1·3 . 5·7 . f . g gesetzt wird).

Die Hebearbeit des Luftwiderstandes ist aber wahrscheinlich oft noch grösser.

Sie verursacht einen entsprechenden Verlust an Horizontalgeschwindigkeit.

§ 42. Die Umsetzung des Flügels im Hochstand.

Im Hochstand geht die Umsetzung unter wesentlich anderen Verhältnissen vor sich als im Tiefstand.

Es lässt sich nämlich leicht nachweisen, dass die Hebungsdauer kleinerer Vögel eine solche Aufwärts-Geschwindigkeit bedingt, dass der Flügel mit beträchtlichem Drehungs-Moment im Hochstand ankommt.

Nun wurde gezeigt (§ 41), dass bei der Hebung die Maschine einen beträchtlichen Theil der Arbeit leistet.

Gleichzeitig mit der Flügelhebung wird aber der Rumpf nach unten gedrückt. Dieser Niedertrieb am Rumpf wird allerdings durch den Auftrieb wieder ersetzt, den der gehobene Flügel bei seiner Arretirung im Hochstand leistet.

Allein es ist klar, dass die Geschwindigkeit, mit welcher der Flügel im Hochstand ankommt, soweit sie durch innere Kräfte annullirt werden muss, zu ihrer Erzeugung einen unnöthigen Arbeits-Aufwand beansprucht hat.

Wäre die Einrichtung so getroffen, dass die Schwere die Geschwindigkeit des Flügels bei dessen Eintreffen im Hochstand gerade vernichtet hat, so wäre dieser Arbeitsverlust vermieden.

Zu diesem Zwecke muss der Flügel zu Beginn der Hebung durch einen plötzlichen Ruck eine bestimmte Aufwärts-Geschwindigkeit erhalten, die er durch die Schwere allmählich wieder verliert, indem er leer nach oben geht.

Bezeichnet $\triangle$ das Drehungs-Moment des Flügels in dem Augenblick, wo die inneren Hebekräfte aufhören zu wirken, h_1 die noch übrige Hebehöhe, so muss (wenn wir die Hebearbeit des Luftwiderstandes vorläufig vernachlässigen) $\frac{1}{2} \triangle = f \, . \, h_1$ sein, (wo f = Flügelgewicht).

Nun hängt die Grösse von $\triangle$ zunächst von der Hebungs-Geschwindigkeit ab: sie ist dem Quadrat derselben proportional. Da aber die Hebungs-Geschwindigkeit nicht gut unter ein gewisses Minimum sinken kann, ohne beträchtliche Arbeitsverluste durch die Intermission, so hat

das Drehungs-Moment ungefähr die nämliche Geschwindigkeitshöhe bei Vögeln von verschiedenen Grössen, d. h. die Hebungs-Geschwindigkeiten sind annähernd dieselben. Die Hebehöhe des Flügel-Schwerpunktes ist aber je nach Grösse des Vogels variabel, und wenn man annimmt, dass stets der gleiche Bruchtheil der Hebehöhe gegen das Drehungs-Moment wirkt, so sieht man, dass kleine Vögel mit ihren kurzen Flügeln nicht das ganze Drehungs-Moment ausnützen können.

Grösere Vögel mit langen und überhaupt etwas weniger rasch bewegten Flügeln sind in dieser Beziehung im Vortheil, weil sie bei gleichem Schlagwinkel, wie kleine, eine viel grössere Hebehöhe erreichen und ausserdem die Hebungs-Geschwindigkeit eine geringere sein kann, ohne dass bei dem langsamen Niederschlag die Intermission sich zu fühlbar macht. Solche Flieger sind insbesondere Störche und Reiher.

Damit bei möglichster Ausnützung der Geschwindigkeitshöhe des Drehungs-Moments die Hebung möglichst rasch sich vollziehe, muss die Hebekraft auf den Anfang der Hebung konzentrirt rein, so dass der Flügel während des grössten Theiles der Hebung der Flügel frei, d. h. ohne Antrieb durch den Motor nach oben geht. Während also beim Schlag der Motor einen stetigen langsamen Zug auszuüben hat, muss seine Wirkung bei Beginn der Hebung eine plötzliche, mehr stossartige sein. Hiermit stimmen die Naturbeobachtungen gut überein. Man bemerkt, dass der Flügel schon im ersten Viertel der Hebung das Maximum seiner Aufwärts-Geschwindigkeit erreicht. Letztere nimmt augenscheinlich in der Hochführung mehr und mehr ab.

Ferner lehrt der Vergleich zwischen Fliegern verschiedener Grösse, dass kleinere Vögel, z. B. Sperlinge und Singvögel, einen kleinen, leichten Flügel und trotzdem ziemlich stark entwickelte Hebemuskeln haben. Ausserdem beansprucht bei ihnen die Hebung im Verhältniss zum Schlage mehr Zeit als bei grösseren Vögeln, z. B. Krähen oder gar Störchen.

Trotz des leichteren Flügels und langsamerer Hebung ist also der Bedarf an Hebemuskulatur beim kleinen Vogel grösser als beim grossen. Und dies muss seine Ursache darin haben, dass mit Zunahme der Dimensionen die Arbeitsverluste bei der Umsetzung im Hochstand abnehmen.

Bei der grossen Wichtigkeit der Frage nach der Aenderung des Arbeitsverbrauches und der Flugformen bei Vergrösserung, bezw. Verkleinerung der Dimensionen wird diese Frage in einem eigenen Abschnitt gesondert behandelt werden.

Nun ist allerdings nicht der ganze Ueberschuss an Drehungs-Moment im Hochstand reiner Arbeitsverlust, vielmehr wird durch denselben nach S t r a s s n e r im Hochstand eine passive Dehnung der Schlag-

muskeln bewirkt, vermöge deren dieselben bei ihrer Kontraktion die Schlagarbeit mit grösserer Ersparniss an Stoffumsatz leisten.

Der Natur der Sache nach kann aber nur ein nicht eben grosser Bruchtheil der Ueberschuss-Arbeit auf diese Weise beim Schlag wieder ausgenützt werden, und hieraus folgt, dass in der Praxis die Beschleunigung der Hebung behufs Verringerung des Intermissions-Koeffizienten ihre Grenzen hat.

Denn bei zunehmender Hebungs-Geschwindigkeit kommt man bald dazu, dass die aus der Verringerung des Intermissions-Koeffizienten folgende Arbeits-Ersparniss, die immer geringer wird, je kleiner die Koeffizienten sind, aufgehoben wird durch die Umsetzungsverluste im Hochstand, die in stärkerem Verhältniss als die Hebungs-Geschwindigkeit wachsen.

§ 43. Zusammenfassung. Unmittelbarer Einfluss der Hebung auf den Arbeitsverbrauch.

Fassen wir nun die Resultate zusammen, um zu erfahren, welcher Arbeitsverbrauch durch die Umsetzung des Flügels im Hoch- und Tiefstand und durch die Hebung entsteht, und bezeichnen mit W_1 und b_1 den Luftwiderstand beim Schlag und den Weg des Widerstands-Mittelpunktes. Mit W_2, b_2 die entsprechenden Grössen bei der Hebung. Die anderen Bezeichnungen wie in den vorhergehenden Paragraphen, so ist

1. Arbeit beim Schlag $A_I = W_1 \cdot b_1 - f \cdot h$, weil die Schwere des Flügels den Niederschlag erleichtert.

2. Arbeit bei der Hebung $A_{II} = f \cdot h - W_2 \cdot b_2$ und hierzu käme noch derjenige Theil der Ueberschuss-Arbeit, der durch die passiv gedehnten Muskeln nicht zur Vermehrung des Schlages nutzbar gemacht werden kann mit der Grösse U, also

Totalarbeit während einer Flügelschwingung $= A_I + A_{II} = W_1 \cdot b_1 + U - W_2 \cdot b_2$.

Nun ist weder U noch die Hebungsarbeit der Luft am Flügel erheblich gross, ihre Differenz also immer nur ein relativ kleiner Bruchtheil der Grösse $W_1 \cdot b_1$, wir werden deshalb bei der späteren Schätzung der Flugarbeit diese Differenz vernachlässigen, weil sie jedenfalls noch innerhalb der Fehlergrenzen liegt, die aus der Ungenauigkeit der zur Verfügung stehenden Daten folgen. Wir erhalten somit als Formel für die Flugarbeit $A = W \cdot b$, wo W der Flügel-Widerstand beim Schlag, b der vom Widerstands-Mittelpunkt beschriebene Bogen ist. Diese Formel wird uns zur Schätzung wirklicher Flugarbeiten dienen.

In Worten zusammengefasst lautet das Resultat:

Im Tiefstand entsteht bei richtiger Elasticität des Flügels durch die Umsetzung kein Arbeitsverlust.

Was beim Schlag durch Mitwirkung der Schwere an Arbeit erspart wird, muss bei der Hebung wieder zugesetzt werden. Also Flugarbeit $A = W \, . \, b$.

Hierbei ist die Mitwirkung des Luftwiderstandes zur Hebung und der Arbeitsverlust bei der Bewegungsänderung im Hochstand vernachlässigt, weil sie, an und für sich wenig bedeutend, mit entgegengesetzten Vorzeichen in Rechnung treten.

In der Formel $A = W_1 \, . \, b_1 + U - W_2 \, . \, b_2$ wird durch die Luftwiderstands-Arbeit während der Hebung $W_2 \, . \, b_2$ nur eine scheinbare Verminderung der Flugarbeit hervorgebracht. Denn sie bewirkt eine geringe Verzögerung der Horizontal-Bewegung, was beim Schlag durch Zunahme der Schlaggeschwindigkeit bei vermehrter Abdrehung des Flügels wieder eingebracht werden muss, und sich in einer Vergrösserung des pro Sekunde zurückgelegten Kraftbogens b äussert.

Die vertikalen Schwankungen des Luftschiffes beeinflussen die Hebung analog wie den Schlag.

Die Oscillationen des Gesammt-Schwerpunktes sind für den Arbeitsverbrauch von geringer Bedeutung.

Der Rumpf aber wird in Folge der Reaktion gegen die Flügelbewegung bei der Hebung niedergedrückt. In diese Abwärtsbewegung werden auch die zunächst an der Basis liegenden Theile des Flügels hineingerissen, und dadurch entsteht eine geringe Vermehrung des Winddruckes auf die Unterseite. Bei dem Niedergleiten des Rumpfes in schiefer Ebene werden ferner sämmtliche Flächen etwas abgedreht, so dass der Rücktrieb bei der Hebung weniger empfindlich wird. Durch beides wird eine geringe Arbeits-Ersparniss erzielt und dadurch ein Theil der durch die Rumpf-Reaktionen nach § 30 beim Schlag verloren gehenden Arbeit wieder nutzbar gemacht, jedoch nur ein kleiner Theil, weil der Rumpf unter einem viel kleineren Winddruck abwärts geht, als der ist, unter dem er beim Schlag gehoben wird.

Bei manchen Autoren findet sich die Ansicht vertreten, dass der Flügel auch bei der Hebung unter bedeutendem Winddruck in die Höhe gehe, dadurch, dass er um den erforderlichen Betrag aufgedreht werde. Hierbei müsste der Flügel aber so stark aufgedreht sein (mehr als 45°), dass ein grosser Theil des Winddruckes nach hinten wirkt, also eine beträchtliche Verminderung der Horizontal-Geschwindigkeit eintreten müsste. Nach § 19 müsste hierdurch eine beträchtliche Menge Arbeit verloren gehen. Deshalb müsste die Hebung langsam und mit eingezogenem

Flügel geschehen, damit die Ansteigewinkel klein und die erforderliche Aufdrehung des Flügels nicht allzu gross würde.

Die langsame Hebung schadet hier nicht, weil die Tragkraft nicht intermittirt. Hingegen müsste der Schlag sehr rasch erfolgen, um den nöthigen Antrieb geben zu können. Bei Tauben betrachtet man in der That manchmal eine solche, immer mit starker Einziehung des Flügels verbundene Flugweise (siehe § 40).

Regelmässig oder sonst häufig ist sie nicht, wie schon daraus erhellt, dass allgemein der Schlag längere Zeit dauert als die Hebung, was die tägliche Beobachtung lehrt. Sicher kommt dies Verfahren in all' den Fällen nicht zur Anwendung, wo bei mässiger Flug-Geschwindigkeit der Flügel ganz oder beinahe gestreckt hin und hergeht, da hier die Flügelspitze zu steil ansteigt und die Profilwinkel zu gross werden müssten, was Arbeitsverluste zur Folge hätte.

§ 44. Anordnung des Motors.

Am Schlusse der Untersuchung über den Flügel bleibt noch zu zeigen, in welcher Weise der Motor auf den Flügel wirkt.

Der Flügel ist mittelst eines Kugelgelenks in die Schulter eingefügt, kann also sowohl vertikale als horizontale Bewegungen machen.

Die Drehung erfolgt in Wirklichkeit nicht um eine feste Achse, sondern um einen Punkt, den Drehpunkt des Flügels.

Fig. 34 (Tafel III) zeigt einen Querschnitt des Vogelrumpfes. Bei w ist die Rückenwirbelsäule, r und r_1 sind Rippen, bei b das Brustbein.

Am Brustbein springt parallel zur Längsachse des Vogels eine vertikale Knochenscheibe nach unten vor, der Brustbeinkamm k.

An dieser Knochenscheibe und an dem sog. Gabelknochen g heften sich links und rechts gewaltige Muskeln an, die Brustmuskeln des Vogels, welche bei a am Flügel angreifen und durch ihre Kontraktion die Niederbewegung desselben bewirken. Durch die in einer breiten Fläche am Rücken sich anheftenden Hebemuskeln wird der gesenkte Flügel gehoben. Die Masse der letzteren ist ihrer geringen Leistung entsprechend weit kleiner als die der Brustmuskeln.

Um dem ganzen Flügel ohne grossen Kraftaufwand eine grössere oder geringere Aufdrehung geben zu können, muss die Zugkraft derart am Flügel angreifen, dass ihr Angriffspunkt in die vom Flügeldrehpunkt zum Widerstandsmittelpunkt gezogene Gerade OW fällt (Figur 9, Tafel III). Dann üben die sämmtlichen Kräfte auf den Flügel als Ganzes keine auf- oder abdrehende Wirkung, er kann also durch eine geringe Kraft in seiner Lage erhalten werden.

Es ist sehr wohl möglich, dass der Winddruck zwar die einzelnen Profile stark abdreht, aber doch am Flügeldrehpunkt eine ab- oder aufdrehende Wirkung nicht fühlbar ist.

Die Gerade OW ist die eigentliche mechanische Längslinie des Flügels, so dass unsere Definition in § 1 eigentlich besser auf den Namen Mittellinie passt. Wir wollen sie aber der Einfachheit halber doch beibehalten.

Der Widerstandspunkt W ist in unserer Figur in die Mittellinie des Flügels verlegt.

Möglicherweise liegt er etwas näher der Drehachse, als unsere Figur zeigt. Doch ist es sehr schwer, hierüber Genaueres zu sagen.

Ist die Bedingung für die Lage des Angriffspunktes der Zugkraft nicht erfüllt, fällt derselbe ausserhalb der Linie W z. B. mehr nach vorn, so wird der Flügel als Ganzes abgedreht, entgegengesetzten Falles aber aufgedreht. Nun wird die Zugkraft von einem ganzen Bündel sich anheftender Muskeln auf den Flügel übertragen. Je nachdem also der Vogel eine mehr vorn oder hinten angreifende Muskelpartie stärker oder schwächer wirken lässt, kann er den Mittelpunkt der Zugkraft verlegen und dadurch im Verein mit dem Luftwiderstand eine Auf- oder Abdrehung des ganzen Flügels bewirken.

Die Zugrichtung der Muskeln fällt hierbei nicht zusammen mit der Bewegungsrichtung des Flügels. Wäre der Flügel zwangsläufig eingespannt, so könnte der Motor einfach in der Bewegungsrichtung wirken; da aber der Vogelflügel mittelst eines freien Gelenkes mit dem Rumpf verbunden ist, so muss zur Verhütung unbeabsichtigter Neben-Oscillationen die Zugrichtung der inneren Kräfte mit der Richtung des Luftwiderstandes zusammenfallen. Die Figur zeigt schematisch die Richtungen, in welchen die Muskelzüge am Flügel in O angreifen. Zu Beginn des Schlages ist der Luftwiderstand nach oben und hinten gerichtet und wirken mehr die vorderen, bei A am Skelet sich anheftenden Muskeln. Wenn dann bei vermehrter Abdrehung der Flügel eine treibende Wirkung übt, also seine Widerstands-Resultante nach oben und vorne gerichtet ist, so treten mehr die nach hinten wirkenden Muskeln mit in Thätigkeit, um ein zu weites Ausgleiten des Flügels nach vorwärts zu verhindern. Die Schlagrichtung folgt dabei ungefähr der Hauptrichtung SS_1.

Der Zweck, die Bewegung des Flügels zwangsläufig zu machen, konnte auch durch passive Sperrvorrichtungen erreicht werden. Doch ist aus physiologischen Gründen eine möglichst grosse Muskelmasse für den Vogel wünschenswerth und im Interesse der Fluggewandtheit des Vogels eine selbstständige Beweglichkeit des Flügels in horizontaler Richtung nöthig.

Zur Hervorbringung der Horizontal-Oscillationen, so lange sie nicht erheblich gross sind, bedarf der Vogel keiner besonderen Muskelanstrengung. Dieselben werden vielmehr durch das passive Ausgleiten des elastisch eingespannten Flügels aus der Schlagebene in Folge der Wirkung der Horizontal-Komponenten erzeugt.

Beim Schlage haben anfangs rücktreibende Kräfte das Uebergewicht. Dieselben wirken im Hochstand am heftigsten, wo der von der Hebung her noch stark aufgedrehte Flügel plötzlich von unten und vorn vom Luftstrom getroffen wird. Es ist fraglich, ob nicht viele Vögel behufs Vermeidung eines Stosses in diesem Augenblick den Flügel absichtlich etwas abdrehen.

Hier wird der Flügel am meisten nach rückwärts aus der Schlagebene gedrängt.

Sobald aber die treibenden Kräfte beim Schlag das Uebergewicht erlangen, tritt der Flügel in seine Schlagebene, überschreitet sie nach vorwärts, und erreicht zur Zeit des stärksten Antriebes, also gegen Ende des Schlages, seine stärkste Vorwärtsführung.

Wenn zu Ende des Schlages und bei der Hebung rücktreibende Komponenten am Flügel das Uebergewicht erlangen, tritt der Flügel wieder hinter die Schlagebene zurück. Die Flügelspitze beschreibt also, von der Horizontalgeschwindigkeit des Systems abgesehen, eine längliche, schmale, etwas nach hinten geneigte Figur, deren Form im Einzelnen durch den Bau des Vogels bestimmt wird, und durch die Komplikation der Handbeugung bei der Hebung sehr verschieden sein kann.

Die Abbildungen (Fig. 33, Tafel III) beziehen sich auf einen gestreckt auf- und niederschlagenden Flügel.

Der Flügelschlag erscheint sonach immer etwas nach vorn gerichtet, und wir können annehmen, dass die Drehung um eine etwas aufwärts geneigte Achse erfolge.

Hierdurch wird nicht nur die selbstthätige Anpassung erleichtert (§ 37), sondern auch das Gelenk geschont, indem Stösse in horizontaler Richtung vermieden werden.

Eine Beschreibung der einzelnen Muskeln und der Art ihrer Wirksamkeit gehört in die Physiologie und ist nicht Zweck dieser Schrift.

§ 45. Anforderungen an den mechanischen Flügel.

Zum Schlusse wollen wir kurz die Bedingungen zusammenstellen, denen nach Obigem ein gut gebauter mechanischer Flügel entsprechen muss.

Der Flügel soll zwei entgegengesetzte Anforderungen erfüllen: er soll möglichst gross und möglichst leicht sein.

1. Möglichst gross, um viel Luft auf einmal niederzudrücken und einen möglichst langsamen Niederschlag zu erhalten; denn die Sekunden-Arbeit ist der Schlag-Geschwindigkeit proportional.

2. Möglichst leicht, damit das zu hebende Totalgewicht, die Rumpf-Reaktionen und die Umsetzungsverluste gering werden. Sein Schwerpunkt soll möglichst nahe an der Drehachse liegen.

3. Die selbstthätige Anpassung bei Schlag und Hebung muss eine gute sein. Der Flügel muss möglichst elastisch und richtig in Theilflächen gegliedert sein. Es wird eine schwierige Aufgabe des nachahmenden Konstrukteurs bilden, zwischen einer zu weit gehenden, den Flügel beschwerenden und schwächenden Gliederung und einer zu wenig anpassungsfähigen Bauart die richtige Mitte zu treffen.

4. Bezüglich der Flügelbewegung wird gefordert: Kleine Intermissions-Koeffizienten! daher langsamer Schlag, rasche Hebung. Möglichst gleichmässige Schlag-Geschwindigkeit, damit sich der Flügel leicht anpassen könne.

5. Ausnützung der Fallverminderung beim Gleiten durch Anwendung grösstmöglicher Horizontal-Geschwindigkeiten und kleiner Luftstosswinkel.

6. Richtige Wölbung aller Profile; deren vordere Rand-Tangente muss parallel zur Zufluss-Richtung der Luft stehen; der Ablenkungs-Winkel muss gleich dem doppelten Luftstosswinkel sein.

7. Möglichste Verringerung der Umsetzungsverluste im Hoch- und Tiefstand durch entsprechenden Auslauf und durch möglichste Verminderung des überschüssigen Drehungs-Momentes im Hochstand.

Die Wichtigkeit der Elasticität und einer, wenn auch anscheinend schwachen Wölbung der Flächen, wurde vielfach nicht genügend gewürdigt, und liegt wohl hierin einer der Gründe, warum die Flugarbeit so vielfach überschätzt wurde und wird, und warum Versuche mit steifen und ebenen Flächen Resultate gegeben haben, aus denen sich die Erscheinungen der Natur eben nicht erklären lassen.

Und hiermit wäre die Untersuchung über den Flügel beendet. Der Gegenstand ist, wie der Verfasser wohl weiss, noch lange nicht erschöpft; immerhin glaubt er die Grundzüge der Konstruktion genügend festgelegt und muss die weitere Ausfüllung des Gerippes der Zukunft überlassen. Der Umstand, dass die Theorie den ganzen Bau des Flügels zwanglos erklärt und ein der Wirklichkeit nahe kongruentes Bild lieferte, lässt schliessen, dass prinzipielle Irrthümer in den vorstehenden Auseinandersetzungen nicht enthalten sein dürften, wenn auch nicht alle Details einwandfrei sind.

Es hat dem Verfasser viel Freude gemacht, den Gedanken der Natur nachzugehen und die wunderbare Einfachheit und Zweckmässigkeit zu entschleiern, mit der sie ihre Probleme löst. Und wir dürfen uns hier wohl gestehen, dass menschlicher Scharfsinn ein so unübertrefflich seinem Zwecke angepasstes und so einfaches Werkzeug wie den Vogelflügel wohl niemals würde zu Stande gebracht haben.

VII. Kapitel.

Die Funktion der passiven Flächen.

§ 46. Erhaltung des konstanten Gleitwinkels.

Nachdem die Untersuchung über den Flügel zum Abschluss gebracht ist, bleibt noch die Funktion der passiven Flächen, d. i. des Rumpfes und Schweifes zu besprechen.

Beim Fluge braucht der Vogel Lenkungsmittel, nicht bloss in horizontaler, sondern auch in vertikaler Richtung. Wir beginnen mit den Einrichtungen zur vertikalen Lenkung.

Bei Besprechung des Einflusses der vertikalen Schwankungen auf Form und Bewegung des Flügels wurde gezeigt, dass behufs richtiger Anpassung die Längenachse des Vogels in einem konstanten Winkel, dem „Gleitwinkel" zur Bahn gestellt sein müsse (§ 30).

Um dies zu bewirken, ist am Hintertheil des Vogels eine horizontale Platte, der Schweif, angefügt, welcher das Bestreben hat, windfahnenartig sich in die Bahn zu stellen und Abweichungen der Achse aus der richtigen Winkelstellung umsomehr verhindert, je grösser und länger er ist.

Da trotzdem kleine Oscillationen unvermeidlich sind, so würde der Schweif, wenn er, wie beschrieben, windfahnenartig in der Bahn stände, bald Druck von unten, bald von oben empfangen und einmal nützlichen, weil den Vogel hebenden, das andere Mal schädlichen, weil niederdrückenden, Luftwiderstand erzeugen. Um letzteres zu verhindern, und um die verfügbare Flugfläche möglichst zum Tragen auszunützen, wird der Schweif etwas aufgedreht, „drachenartig" gegen die Luft gezogen, so dass er auch beim Eintreten geringer Schwankungen fortwährend Druck von unten empfängt.

Zunächst wollen wir den Fall untersuchen, dass der Flugkörper ohne Flügelschlag mit entfalteten Flächen dahin zieht. Arbeiteten hier-

bei, wie die Bedingung der Arbeits-Oekonomie fordert, alle Theile der Fläche mit dem nämlichen Kraftweg, also unter gleichem Luftstosswinkel und der nämlichen Belastung, so wären sie sämmtlich parallel und man könnte sich die Einrichtung in dem Schema nebenstehender Figur versinnlicht denken. Sei MN die mit dem Schwerpunkt S starr verbundene Flugfläche, SD die Bewegungs-Richtung. Nun wirken auf das System folgende Kräfte: 1. in S das Totalgewicht G nach unten, ferner das Bewegungs-Moment des Vogels mit einer dem Widerstand gleichen Kraft SD. 2. in A der Luftwiderstand W, zerlegt in die Vertikal-Komponente AE, die nach der Gleichgewichts-Bedingung gleich sein muss dem Gewicht G und in die Horizontal-Komponente AF gleich der in S wirkenden Beharrungskraft der Masse.

Wir haben also zwei Kräftepaare, ein aufdrehendes AF . BS und ein abdrehendes G . AB, welche auf das System wirken. Dieselben können sich aber niemals das Gleichgewicht halten, so lange die Luftwiderstands-Resultante nicht durch den Schwerpunkt S geht, vielmehr wird, so lange dies nicht der Fall, die Fläche sich auf- bezw. abdrehen (letzteres in unserem Fall), bis sie tangential zur Flugbahn steht und einen Luftwiderstand dann gar nicht erleidet. Geht aber die Luftwiderstands-Resultante wirklich durch den Total-Schwerpunkt S, so tritt eine stabile Gleichgewichtslage überhaupt nicht ein. Die beschriebene Anordnung ist also fluguntauglich.

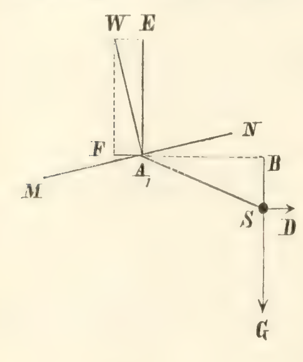


Fig. 1.

Damit die Gleichgewichtslage in der Luft stabil sein könne und gleichzeitig die Fläche unter bestimmter Belastung stehe, muss der Flug-Apparat aus Flächen von verschiedener Neigung zusammengesetzt sein.

Seien α_1 und α_2 die Neigungswinkel der Flugflächen AB und BC zu der Bewegungs-Richtung BV, JD und GD nach Grösse und Richtung deren Luftwiderstands-Resultanten, so muss die Total-Resultante DH durch den Gesammt-Schwerpunkt S gehen. Dann wird das System in keinem Sinne gedreht und die Gleichgewichtslage ist stabil.

Denkt man sich, um dies zu beweisen, das System um einen kleinen Winkel aus der Gleichgewichtslage gedreht, und ändert sich hierdurch der Winkel α_1 beispielsweise um $\frac{1}{4}$ seines Werthes, so ändert sich der in unserer Figur ca. 7mal grössere Winkel α_2 nur um $\frac{1}{28}$. Während daher der Sinus von α_1 und der diesem proportionale Widerstand auf AB um ca. $\frac{1}{4}$ kleiner oder grösser wird, ändert sich der Widerstand auf

die steiler stehende Fläche BC um weniger als den 28. Theil. Da aber Richtung und Angriffspunkte des Luftwiderstandes sich gleich bleiben, so kann in der neuen Winkellage des Systems die gemeinsame Resultante nun nicht mehr, wie vorhin durch den Schwerpunkt gehen, sie ändert ihre Lage vielmehr in dem Sinne, dass sie, wenn das System zu stark aufgedreht ist, hinter S vorbeigeht, umgekehrt vor S vorbeigeht, wenn das System zu stark abgedreht ist, also jedesmal das System in seine richtige Gleichgewichtslage zurückdreht. Die Gleichgewichtslage ist also stabil. —

In der Natur vertritt der Schweif die Stelle der Fläche AB; die Brust des Vogels, je nach Umständen auch die aufgedrehte innere Hälfte des Flügels, vertritt die Stelle von BC. Der Widerstand auf die Vorderfläche des Rumpfes ist bei der Kleinheit der Flächen und deren konvexen Form für das Tragvermögen von geringer Bedeutung, hilft aber wesentlich die richtige Stellung des Rumpfes erhalten.

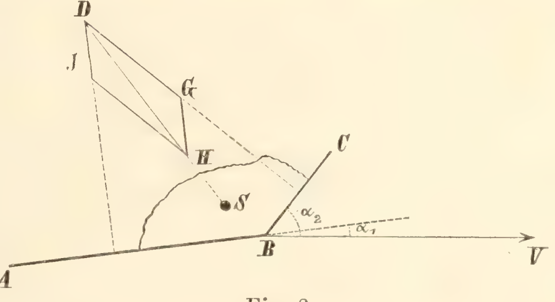


Fig. 2.

Die Differenzen zwischen α_1 und α_2 sind in der Natur nicht so bedeutend, wie in unserer Figur. Das Verhältniss $\frac{\sin \alpha_1}{\sin \alpha_2}$ dürfte Werthe zwischen $\frac{1}{2}$ und $\frac{1}{3}$ haben.

Je kleiner dieser Bruch, um so grösser die Stabilität, aber um so weniger wird das Tragvermögen des Schweifes ausgenützt, weil selber dann lang und gross gemacht werden muss bei minimaler Belastung.

Die vertikale Lenkung geschieht also wie folgt:

Will der Vogel im Bogen nach unten gehen oder auch, um rascher zu fliegen, den Grundwinkel des Flügels verkleinern, so drückt er die Spitze des Schweifes nach abwärts. Hierdurch wird der Luftstosswinkel am Schweif vergrössert, und der erhöhte Winddruck dreht das Hintertheil etwas nach oben. Der ganze Flügel wird also mit sammt dem Rumpf etwas abgedreht. Wird der Schweif so stark nach unten gedrückt, dass der Winkel ABC nach unten konkav ist, so muss sich der Vogel vorwärts überschlagen.

Will der Vogel die Aufdrehung des Flügels vergrössern, etwa um seine Horizontal-Geschwindigkeit zu mässigen, oder um dieselbe zum Ansteigen zu benutzen, so hebt er den Schweif etwas. Dadurch verliert

letzterer an Belastung, und das Hintertheil des Körpers sinkt; das System wird aufgedreht.

§ 47. Die Erhaltung des konstanten Gleitwinkels beim Flügelschlag.

Nachdem wir gesehen haben, in welcher Weise der konstante Gleitwinkel erhalten wird, wenn ein System von Flugflächen als starres Ganze durch die Luft geht, ist zu untersuchen, wie sich beim Normalflug die Verhältnisse gestalten. Hierbei verändert (nach § 5) der Schwerpunkt seine Lage im System in Folge des Flügelschlages. Dies ist aber nur von geringem Einfluss, weil die Schwerpunktsverschiebung in einer zur Richtung des Flügelschlages parallelen, rückwärts geneigten Geraden, d. i. ungefähr in Richtung der Luftwiderstands-Resultante erfolgt.

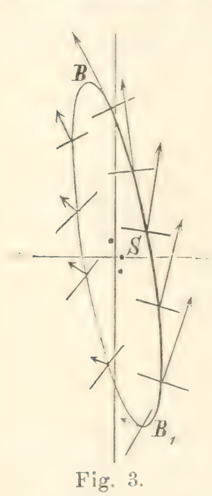


Fig. 3.

Weiters ändert aber auch die vom Flügel ausgeübte Hebekraft je nach Lage des Flügels Angriffspunkt und Richtung. Hier kommt bloss die in die Flugebene fallende Komponente der Luftwiderstands-Resultante in Betracht.

Zu Anfang des Flügelschlages ist dieselbe nach oben und rückwärts gerichtet, zu Mitte und Ende des Schlages nach oben und vorne.

In unserer Figur sind die drei Punkte bei S die höchste, mittlere und tiefste Lage des Gesammt-Schwerpunktes. Die Kurve BB_1 ist der vom Widerstandspunkt durchlaufene vertikale Weg, die eingezeichneten Querprofile mit den Pfeilspitzen geben die mittlere Lage der Flügelfläche und die Richtung der Luftwiderstands-Resultante. Je nachdem letztere rechts oder links vom Schwerpunkt vorbei geht, übt der Flügel eine auf- oder abdrehende Wirkung auf das System.

Nun sieht man aus der Figur, dass beim Schlag die aufdrehenden Kräfte, bei der Hebung die abdrehenden vorwiegen. Da aber der Luftwiderstand beim Schlag viel grösser ist, als derjenige bei der Hebung und ausserdem der Schlag längere Zeit dauert, so übt der Flügel resultirend eine aufdrehende Wirkung, welcher durch die abdrehende Kraft der Schwanzflächen das Gleichgewicht gehalten wird.

In der Natur sind die Profilwinkel kleiner als in unserer Figur. Das Verhältniss zwischen der vertikalen Verschiebung des Kraft-Mittelpunktes und derjenigen des Schwerpunktes entspricht etwa den Dimensionen der Krähe.

Aus dieser Betrachtung folgt: Der Gleitwinkel wird nicht unveränderlich festgehalten; der Vogel macht viel mehr um eine mittlere Lage drehende Oscillationen. Dieselben folgen analogen Gesetzen und könnten nach der gleichen Methode behandelt werden, wie die vertikalen Schwankungen des Gesammt-Schwerpunktes in § 3 und 4. Man braucht nur statt des Ausdruckes Kraft Drehungsmoment gesetzt denken.

Es muss also pro Flügelschwingung das Feld der positiven (aufdrehenden) Drehungs-Momente demjenigen der negativen Drehungs-Momente gleich sein. Ferner ist beim Schlag im Allgemeinen der Gleitwinkel etwas kleiner, bei der Hebung etwas grösser.

Die Grösse der Oscillationen ist proportional dem Quadrate der Schwingungsdauer.

Dieselbe wird aber noch durch den Widerstand vermindert, welchen die Drehachse der Flügel vermöge ihrer Stabilität gegen Winkelablenkungen leistet.

Je grösser das Drehungs-Moment, also die Schlaggeschwindigkeit, um so grösser ist die Stabilität der Drehachse.

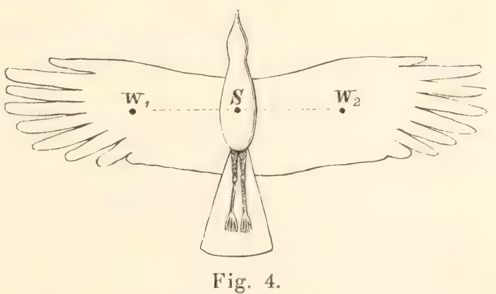


Fig. 4.

Hieraus folgt: Da wo der Flügelschlag langsam von statten geht, darf behufs genügender Einhaltung des Gleitwinkels die Schwingungsdauer nicht zu gross werden, und wird deshalb der Schlagwinkel kleiner.

Machen ferner Ausnahms-Verhältnisse, z. B. Gegenwind, der den Vogel hebt, eine langsamere Flügelbewegung als die normale möglich, so folgen trotzdem mehrere Flügelschläge rasch nach einander, und die hierdurch gewonnene Höhe, bezw. Geschwindigkeit, wird zum Schweben in längerer Pause ausgenützt. Hierdurch ist die Stabilität des Fluges gesicherter.

Der Unterstützungspunkt des Vogels in der Luft liegt also beim Flug in der Mitte der Flügel. Ein geringer Theil der Last wird von den passiven Flächen getragen. Obenstehende Figur zeigt die Horizontal-Projektion einer Krähe. W_1 und W_2 sind die Widerstands-Mittelpunkte der Flügel, S der Schwerpunkt des Ganzen.

Wenn, wie hier, die Linie $W_1 W_2$ über den Schwerpunkt geht, so üben nur in dem Fall die Flügel keinerlei drehende Wirkung auf das System, dass der Schwerpunkt wirklich, also auch der Höhe nach in gedachter Linie liegt. Ist dies nicht der Fall, steht der Flügel höher oder

tiefer, so haben resultirend pro Flügelschwingung die aufdrehenden Momente das Uebergewicht.

Immerhin zeigt die Anordnung die Tendenz, die drehenden Wirkungen des Flügels auf den Rumpf und damit die Ursachen der Schwankungen im Gleitwinkel möglichst zu vermindern.

Nunmehr sehen wir auch, dass horizontale Bewegungen des Flügels, seine Vor- oder Rückwärtsführung, einen grossen Einfluss auf die Winkelstellung des Systems zur Bahn haben. Wird der Flügel mehr nach vorn herumgeführt, so sinkt das Hintertheil des Vogels, das System wird aufgedreht, wie man das beim steilen Ansteigen einer Taube z. B. sieht. Wird der Flügel rückwärts geführt, so hebt sich das Hintertheil, wie man beobachten kann, wenn sich ein Vogel (Taube oder Schwalbe) mit eingezogenen und etwas rückwärts geführten Flügeln von der Höhe herabstürzt.

§ 48. Die Balance.

Nunmehr muss gezeigt werden, wie der Vogel das Gleichgewicht nach der Seite hält und wodurch hierbei die Stabilität der Gleichgewichtslage erreicht ist.

Diese Stabilität wird erzielt durch eine geringe Aufwärts-Steigung der Drehachse der Flügel.

Die Oscillation der Flügel bewirkt, dass Seitenschwankungen des Systems um eine zur Drehachse parallele Achse erfolgen müssen.

Dreht sich nun das System um einen Winkel ε aus der Gleichgewichtslage nach seitwärts, so geschieht die Veränderung für die Flügel derart, dass der Ausschlag bei dem einen vermindert, bei dem Andern vermehrt wird.

Nun nimmt nach § 37 in Folge der Schrägstellung der Drehachse bei Zunahme des Ausschlages der Luftstosswinkel ab. Sind daher beide Flügel um den Ausschlag γ erhoben und ist die Seitenschwankung ε kleiner als γ, so wird der Luftstosswinkel bei dem durch die Seitenschwankung abwärts gedrückten Flügel grösser, bei dem andern kleiner, dadurch wird aber der Winddruck bei dem ersteren vermehrt, bei dem anderen vermindert, und hierdurch das System in seine frühere Lage zurückgedreht. Das Gleichgewicht ist also stabil.

Will der Vogel eine schräge Seitenlage einnehmen, was bei Direktions-Veränderungen in der Horizontalen der Fall ist, so vergrössert er durch vermehrte Entfaltung den einen Flügel, bezw. verkleinert den anderen, bis die wachsende Differenz der Luftstosswinkel, d. i. der Belastung den Unterschied der Flächengrössen ausgleicht und eine neue Gleichgewichtslage erreicht ist.

Ginge die Schwankung des Flugkörpers um eine in der Flugbahn liegende Achse vor sich, so würden sich bei derselben die Luftstosswinkel nicht ändern und die geringste Ungleichheit in der Symmetrie der Flächen würde genügen, den Flugkörper ganz umzuwerfen, bezw. eine Rotation um seine Längenachse hervorzubringen.

Hieraus folgt: Der Hauptzweck der Schrägstellung der Flügel-Drehachse ist die Erzielung einer stabilen Gleichgewichtslage nach der Seite. Die zufolge § 37 hieraus folgende Verbesserung der Anpassung ist ein sekundärer Vortheil, und zeigt sich auch hier, wie die Natur aus einer und derselben Einrichtung nach den verschiedensten Richtungen hin in geschicktester Weise Vortheil zieht.

§ 49. Horizontale Lenkung.

Nunmehr tritt die Frage nach dem Zustandekommen horizontaler Richtungs-Aenderungen heran.

Durch einfache Seitensteuerung wie zu Land und zu Wasser ist eine Richtungs-Aenderung in der Luft nicht ausführbar. Um einen Körper in einer horizontalen Kurve zu führen, ist eine konstante, seitwärts ablenkende Kraft erforderlich. Dieselbe wird bei den Planeten durch die Anziehung der Sonne, bei Bewegung von Körpern auf festem Boden durch die Reibung, bei der Bewegung im Wasser durch den Wasser-Widerstand auf die Längsseiten des Körpers hervorgebracht.

Nun macht sich schon im Wasser ein seitliches Ausgleiten, die sogenannte Abtrift bemerklich, vermöge deren die Bewegung nicht genau in der Kiellinie, sondern etwas gegen die an der Aussenseite der Kurve liegenden Schiffswand hin sich vollzieht, derart dass der Schiffsschnabel etwas nach innen in die Kurve hereinschaut.

Aehnliches, nur weit stärker, würde sich auch in der Luft bemerkbar machen, wollte man Direktions-Veränderungen nur durch Umsteuerung bewirken.

Deshalb legt sich der Vogel bei jeder Wendung stark auf die innere Seite, er stellt seine Mittelebene schräg zur Flugebene — in einem „Seiten-Neigungswinkel“ ε. Dadurch zerlegt sich der totale, in der Mittelebene wirkende Luftwiderstand W in zwei Komponenten, in die vertikale, tragende Komponente gleich dem Gewicht G und in eine horizontale seitliche „Ablenkungs-Komponente“ gleich $G \cdot \operatorname{tg} \varepsilon$, welche den Flugkörper fortwährend seitwärts aus seiner Bahn zu treten zwingt.

Bleibt die Ablenkung, d. i. der Seiten-Neigungswinkel ε konstant, so ist die durchlaufene Bahn ein Kreis. Dann hält die Centrifugalkraft der nach innen wirkenden Ablenkungs-Komponente das Gleichgewicht

und wenn sich der Vogel mit einer konstanten Horizontal-Geschwindigkeit v bewegt, so wird der Halbmesser r dieses Kreises, wenn m die Masse des Flugkörpers bedeutet, gefunden aus der Gleichung:

$$G \, . \, tg\varepsilon = \frac{v^2}{r} \, . \, m.$$

$$r = \frac{v^2}{g \; tg\varepsilon}.$$

Ein ganzer Kreis vom Umfang $2 r \pi$ wird demnach umlaufen in der Zeit $t = \frac{2 r \pi}{v} = \frac{2 v \pi}{g \, . \, tg\varepsilon}$.

Der Einfluss dieses Vorganges auf den Verbrauch an Schwebe-Arbeit ist leicht zu erkennen. Nach § 19 verhält sich die Seitentrieb leistende Arbeits-Komponente zu der Auftrieb leistenden wie $tg^2\varepsilon : 1$. Bei raschen Wendungen, wo der Seiten-Neigungswinkel oft sehr gross ist, ist also der Arbeitsverlust ein ganz bedeutender.

Dass die Vögel Wendungen thatsächlich, so wie beschrieben, ausführen, lehrt die tägliche Beobachtung. Der Schweif wirkt dabei als Steuer; er stellt die Längenachse des Vogels in die Flugebene.

Die obigen Formeln bieten uns einen werthvollen Anhaltspunkt zur Beurtheilung der Manövrirfähigkeit einzelner Vögel sowohl als grösserer Flugmaschinen. Eine mit 7 Sekundenmeter Horizontalgeschwindigkeit fliegende Krähe geht bei einem Seitenneigungswinkel von 10^0 in einem Kreisbogen, dessen Radius gleich 28·33 m. Sie braucht dabei zum Durchlaufen eines ganzen Kreises 26 Sekunden. Eine Flugmaschine von 12 Sekundenmetern Geschwindigkeit würde bei dem nämlichen Seitenneigungswinkel einen Bogen von 83·2 m Radius beschreiben und den ganzen Kreis in 43·6 Sekunden umlaufen.

§ 50. Einfluss der passiven Flächen auf den Arbeitsverbrauch.

Noch ist zu erörtern, in welcher Weise durch Hinzufügung der passiven Flächen der Arbeitsverbrauch beeinflusst wird.

Die Unterfläche von Rumpf und Schweif wirkt während der ganzen Schwingungsdauer, der Flügel wirkt überwiegend beim Schlag und bei der Hebung nur unbedeutend als Drachenfläche. Durch die Wirkung des Flügels bei der Hebung und durch die der passiven Flächen wird ein aufwärts und rückwärts gerichteter Widerstand erzeugt, der zwar die Horizontalbewegung verzögert, aber auch das durch den Flügelschlag aufzubringende Hebefeld vermindert. Der Flügel hat also beim Schlag weniger Last zu tragen, muss aber eine grössere Translationsarbeit leisten,

nach § 25 daher stärker abgedreht sein und rascher niederschlagen. Die Arbeit wird also vom Motor unter geringerem Druck, aber mit grösserem Weg abgegeben; und der geringere Druck wird mit kleinerem Kraftweg erzeugt.

Es sei T = Schwingungsdauer, $t_1 = \frac{T}{n}$ = Schlag-, $t_2 = T\frac{n-1}{n}$ = Hebungsdauer; k = durchschnittliche Hebekraft der passiven Flächen, H_1 = Hebekraft des Flügels beim Schlag, H_2 Hebekraft des Flügels bei der Hebung. Dann ist das Hebefeld

$$G \cdot T = k \cdot T + H_1 \cdot t_1 + H_2 \cdot t_2$$
$$= k \cdot T + H_1 \cdot \frac{T}{n} + H_2 \frac{n-1}{n} \cdot T.$$

Setzt man hier schätzungsweise die Hebekraft des Flügels gleich $\frac{1}{10}$ von derjenigen beim Schlag also $H_2 = 0{\cdot}1\ H_1$, ferner die Hebekraft der passiven Flächen gleich dem 10. Theil des Totalgewichts, so kommt für einen Werth des Intermissions-Koeffizienten $n = 1{\cdot}5 : H_1 = 1{\cdot}29\ G$.

Ohne die passiven Flächen hätten wir $H_1 = 1{\cdot}5\ G$ setzen müssen, und diese Verminderung der Flügelbelastung ist mit einer merklichen Ersparniss an Schwebe-Arbeit verbunden.

Hierzu kömmt noch der Vortheil einer Verminderung der vertikalen Schwerpunkts-Schwankungen, also eines weicheren, angenehmeren Fluges.

Trotzdem ist eine übermässige Ausdehnung der passiven Flächen nicht fluggünstig und findet sich bei guten Fliegern nirgends. Denn einmal ist die behufs Erzielung der nothwendigen Stabilität unumgängliche Ungleichheit der Kraftwege der verschiedenen Flächen eine Ursache von Arbeitsverlust; dann würde bei zu starker Vergrösserung der passiven Flächen die Aufflugsfähigkeit grösserer Vögel zu sehr vermindert. Denn da die passiven Flächen erst nach erlangter Horizontalgeschwindigkeit zur Wirkung kommen, so müsste der Aufflug mit einem verhältnissmässig kleinen Theil der Flugflächen geschehen. Gerade hierbei ist aber eine möglichst grosse Fläche dringend nothwendig, weil die Fallverminderung beim Gleiten dem Flug noch nicht zu Hülfe kommt.

Hier ist auch der Platz, die Prinzipien, nach denen die Hebekurve der Figur 5, Tafel I entworfen ist, auseinanderzusetzen.

1. Die Hebekraft der passiven Flächen ist nahezu gleichmässig angenommen.

2. Die Flügelhebekraft ist beim Schlage ungleichmässig wegen der Unvollkommenheit der Anpassung und der Verluste an Hebekraft durch den Ausschlag. Sie hat ihr Maximum gegen Ende der Hebung.

Im Momente des Umsetzens beim Auslauf nimmt die Flügel-Hebekraft ab, fällt plötzlich auf ihr Minimum und steigt wieder gegen Ende des Schlages, wo der langsamer, d. i. in flacherer Bahn aufwärts gehende Flügel mit seinen stark aufgedrehten Profilen mehr und mehr Druck von unten gewinnt.

§. 51 Einfluss der Horizontalgeschwindigkeit auf die Grösse der Flugarbeit.

Jetzt erst, nachdem wir die Funktion der Flügel und diejenige der passiven Flächen besprochen haben, können wir der Frage näher treten, welchen Einfluss die Veränderung der Horizontalgeschwindigkeit auf den Arbeitsverbrauch beim Fluge ausübt.

Hierbei machen wir ein paar vereinfachende Annahmen:

1. Statt der Flügel setzen wir eine translatorisch und gleichmässig bewegte Fläche. Dies können wir thun; denn zufolge § 26 ist der Arbeitsverbrauch beider nahezu der nämliche. Ueberdies können wir den Inhalt der horizontalen Fläche (F) um so viel kleiner wählen, als den der Flügelfläche, dass beide zur Erzeugung des nämlichen Hebefeldes die nämliche Schwebearbeit brauchen.

2. Die passiven Flächen denken wir in einer Ebene f vereinigt, von solcher Grösse und Neigung (δ), dass sie bei der nämlichen Hebekraft k, wie die passiven Flächen zusammen, den gleichen Arbeitsaufwand T beansprucht. Auch dies ist zulässig, wenn wir den Gleitwinkel konstant annehmen, und wird $k = f \,.\, v^2 \,.\, \sin\delta \,.\, \cos\delta \,.\, \zeta$.

3. Den bei der Hebung von den Flügeln erzeugten Hebedruck vernachlässigen wir, weil wir seine jedenfalls geringe Grösse und deren Zusammenhang mit der Horizontalgeschwindigkeit nicht kennen, und weil es jetzt nicht auf Errechnung von Zahlenwerthen, sondern darauf ankommt, das Zusammenwirken der einzelnen Kräfte und die gegenseitige Abhängigkeit der Faktoren zu zeigen.

Nun ist das Hebefeld des Flügels gleich dem Schwerefeld minus Hebefeld der passiven Flächen, dessen mittlere Höhe = k sei. Dann ist seine Tragkraft, welche während des n Theiles der Arbeitszeit wirkt

$$H = n \,.\, (G - k) = n\,(G - f \,.\, v^2 \,.\, \sin\delta \,.\, \cos\delta \,.\, \zeta).$$

Dies bedingt eine Schlag-Geschwindigkeit für unsere Flügelfläche:

$$S = A_S = \sqrt{\tfrac{1}{2}\left(-v^2 + \sqrt{v^4 + \left(\frac{2H}{F.\zeta}\right)^2}\right)} \quad (\S\ 14).$$

Ausserdem muss aber der Flügel noch die Translations-Arbeit der passiven Flächen leisten. Dieselbe ist: $T = f \cdot v^3 \cdot \sin^2 \delta \cdot \zeta$. Nach § 25 ist in diesem Fall näherungsweise $A = A_g \cdot \frac{H}{n} + T$, also

$$A = (G - f \cdot v^2 \cdot \sin \delta \cos \delta \cdot \zeta) \sqrt{\tfrac{1}{2}\left(-v^2 + \sqrt{v^4 + \left(\frac{2\,H}{F \cdot \zeta}\right)^2}\right)} + f\,v^3 \cdot \sin^2 \delta \cdot \zeta.$$

Hierbei ist der Verlust an Arbeit, welcher durch die Abweichung der Profile von der Horizontalen verursacht wird, nicht mitgerechnet.

In diesem Ausdruck nimmt der erste Posten die Schwebearbeit, bei Zunahme von v ab, indem sowohl die Flügelbelastung als auch der Sekunden-Kraftweg der Profile kleiner wird. Dagegen wird die Translations-Arbeit bei Zunahme von v rasch grösser, was eine stärkere Abdrehung des Flügels bedingt.

Bei Zunahme der Horizontal-Geschwindigkeit tritt daher Anfangs Arbeits-Ersparniss ein, so lange nämlich die Translations-Arbeit im Verhältniss zur Schwebearbeit nur klein ist und die Ersparniss an Schwebearbeit daher den Mehraufwand an Translations-Arbeit überwiegt. Bei einer bestimmten Horizontal-Geschwindigkeit wird der Arbeitsverbrauch ein Minimum und nimmt von da ab zu.

Da aber bei grossen Geschwindigkeiten mit sehr spitzen Luftstoss-Winkeln gearbeitet werden muss, so wachsen hierbei die Anforderungen an die Genauigkeit der Anpassung sehr erheblich, weil ein bestimmter Fehler in der Winkelstellung der Profile von um so grösserem Einfluss ist, je kleiner der Luftstosswinkel. Schliesslich wird nicht der theoretisch erforderliche Arbeitsverbrauch, sondern das Mass der Anpassungsfähigkeit bestimmend für die erreichbare Horizontal-Geschwindigkeit.

Ueber die Grösse derjenigen Horizontal-Geschwindigkeit, bei welcher das Arbeits-Minimum stattfindet, können wir nichts Bestimmtes sagen, weil wir das Luftwiderstands-Gesetz und die in der Natur realisirten Verhältnisse nicht genau genug kennen.

Persönliche Beobachtungen legen mir die Vermuthung nahe, dass dieses Minimum der Arbeitsleistung bei der Saatkrähe etwa bei 6 Sekundenmeter Fluggeschwindigkeit erzielt wird. Nahrungsuchende Krähen verlassen ihren Platz sehr ungern und fliegen, wenn man sich langsam nähert, mit langsamem und sichtlich trägem Flügelschlag oft kaum 100 Schritte weit. Dann kann man ihre Fluggeschwindigkeit durch Abmessen der durchflogenen Strecke und Beobachtung der Flugzeit messen.

Dieselbe beträgt ca. 6 m, und der Flügelschlag der Krähe ist dabei der langsamste, den ich an diesen Vögeln überhaupt beobachtete, etwa 2·5 Flügelschläge pro Sekunde.

VIII. Kapitel.

Die Flugarbeit in der Natur.

§ 52. Kritik des Beobachtungs-Materiales.

Wir haben bisher die Mechanik des Fluges synthetisch entwickelt. Allein wenn auch auf diesem Wege die Form der Bewegung befriedigend erklärt werden konnte, scheitert die Bestimmung der Bewegungs-Geschwindigkeiten, d. i. des Arbeitsverbrauchs an der Unzulänglichkeit unserer Kenntniss des Luftwiderstandes. Die wirkliche Grösse der Flugarbeit kann nicht durch Berechnung, sondern nur durch Naturbeobachtung gefunden werden, und aus den Naturbeobachtungen können wir einen Rückschluss auf die Grösse der Luftwiderstände machen.

Die Beobachtungen müssen sich beziehen:

1. Auf den Bau der Flugmaschine; auf Totalgewicht, Schwerpunktslage des Systems, Grösse und Form der Flugflächen, Gewicht und Schwerpunktslage der Flügel.

2. Auf die Bewegung; auf Grösse der Horizontal-Geschwindigkeit, Grösse und Richtung des Flügelschlages, Dauer von Schlag und Hebung.

Die Beschaffung hinreichend verlässiger Daten über die unter 1. fallenden Punkte bietet keine erheblichen Schwierigkeiten. Bedeutend schwieriger, in wichtigen Punkten vielleicht unmöglich, ist die Gewinnung verlässiger Daten für die Bewegung.

Hier sind fast keine sicheren Angaben vorhanden.

Die von Marey mittelst Registrir-Apparaten gewonnenen Aufschlüsse sind für die Schätzung der Flug-Arbeit beim Normalfluge nicht brauchbar.

Die durch direkte Beobachtung erlangten Aufschlüsse entbehren der wünschenswerthen Exaktheit. Das meiste Material in dieser Richtung enthält noch die Arbeit Prechtl's, und meine eigenen Beobachtungen, so weit ich in der Lage bin, solche anzustellen, bestätigen Prechtl's Angaben. Ich kann also dem absprechenden Urtheile Strassner's über diese Angaben Prechtl's nicht beistimmen.

So fand ich speziell die Angaben Prechtl's über die Zahl der Flügelschläge bei Taube und Krähe, ferner über die Horizontal-Geschwindigkeit der letzteren bestätigt. Mouillard, der so viele Messungen an Vögeln gemacht hat, überliefert leider in dieser Richtung fast gar Nichts.

Am leichtesten lässt sich die Zahl der Flügelschläge zählen. Die Bestimmung des Verhältnisses zwischen Schlag- und Hebungsdauer ist nur schätzungsweise möglich. Die Bestimmung des Schlagwinkels geschieht nach dem Augenmass durch Anfertigung von Skizzen, welche nach solchen Momenten aufzunehmen sind, wo der Vogel horizontal und ruhig geradeaus fliegt. Die Ermittlung der Horizontal-Geschwindigkeit ist mir unter besonders günstigen Verhältnissen annäherungsweise möglich.

Das beste Beobachtungs-Objekt ist bei ihrer Grösse und Häufigkeit die Krähe. Meine, mit Prechtl's Angaben übereinstimmenden, Beobachtungen ergaben eine Schlagfrequenz von 2·5 bis 3·2 Flügelschläge in der Sekunde, beim Auffliegen noch mehr. Der Schlagwinkel beträgt ca. 57^0; die Horizontal-Geschwindigkeit ca. 6 m und darüber.

Bei Möven (larus ridibundus) fand ich eine Schlag-Frequenz von 2·2 — 3 Flügelschlägen bei einem Schlagwinkel von ca. 50^0; die Horizontal-Geschwindigkeit war 8 m und darüber.

Bei Tauben beobachtet man beim Normalflug 4 — 5 Flügelschläge mit einem Schlagwinkel von ca 50^0; die Horizontal-Geschwindigkeit mag dabei 7 — 8 m betragen, doch beobachtet man bedeutend grössere Flug-Geschwindigkeiten.

Kleinere Vögel sind als Beobachtungs-Objekte im Allgemeinen nicht brauchbar, weil die Flügelbewegung so rapid vor sich geht, dass das Auge den Bewegungen nicht folgen kann.

Besonders langsam erscheint die Flügelbewegung bei gemächlich streichenden Schwalben — 5 Flügelschläge die Sekunde — die sich freilich sehr häufig steigert (bis auf das Doppelte).

Im Allgemeinen kann man sagen, dass die Schlagwinkel bei den meisten guten Fliegern nicht wesentlich verschieden sind; sie überschreiten beim Normalflug nicht 60^0 und sind häufig kleiner.

Grössere Vögel, Weihen, Geier, Störche etc. sieht man zu selten. Um einigermassen sichere Angaben machen zu können, muss man den Vogel täglich vor Augen haben; man muss seinen Flug förmlich auswendig lernen und die Aufmerksamkeit auf einzelne Phasen der Bewegung konzentriren, bis sich im Zusammenhalt mit theoretischen Erwägungen nach und nach ein richtiges Gesammtbild der Bewegung ergiebt.

§ 53. Arbeitsverbrauch beim Normalflug für Taube, Krähe, Möve, Storch.

Bei Bestimmung der Flugarbeit haben wir nach § 43 die einfache Formel $A = W . b$ anzuwenden, wo W der Flügel-Widerstand, b der vom Kraft-Mittelpunkt durchlaufene Bogen ist.

Nach § 50 hat das Hebefeld des Flügels für einen Intermissions-Koeffizienten 1·5 ungefähr die 1·3fache Höhe des Vogelgewichtes, selbst wenn die passiven Flächen verhältnissmässig wenig Tragkraft haben. Das Widerstandsfeld des Flügels ist wegen der Hebeverluste durch den Ausschlag um weniges höher; wir werden dasselbe mit $\frac{4}{3}$ des Gewichtes berechnen und dürfte hiermit ein Mittelwerth gewählt sein, der grobe Fehler ausschliesst.

Die Lage des Widerstandspunktes ist nach der speziellen Gestaltung des Flügels verschieden. Derselbe liegt meist in der inneren Hälfte des Flügels, aber nahe der Mitte und steht wegen der Unvollkommenheit der Anpassung immer etwas weiter von der Dreh-Achse ab als der Flächenmittelpunkt.

Aus dem anatomischen Bau des Flügels lässt sich mit hinreichender Genauigkeit auf seine Lage schliessen. Nachstehende Tabelle giebt die Daten, nach denen aus obiger Formel für 5 verschiedene Vogelarten die Flugarbeit berechnet ist. Die Masse sind in Meter und Kilogramm gegeben.

Vogelart	Gewicht G	Flügelfläche	Spannbreite	Flügellänge	Abstand des Kraftmittelpunkts	Schlagfrequenz pro Sekunde	Schlagwinkel	Flügel-Belastung.	Flugarbeit reduzirt auf 1 kg.	Bemerkungen
Hausstorch	2·140	0·519	2·08	0·96	0·42	1·8-2	45°	$\frac{4}{3}$ G	0.79—088	Masse n. Mouillard u. Strassner.
Saatkrähe	0·575	0·131	0·92	0·43	0·18	2·5-3	57°	$\frac{4}{3}$ G	0 60 – 071	
Nebelkrähe	0·490	0·096	0·75	0·35	0·17	2·7-3·2	57°	$\frac{4}{3}$ G	0·61—072	
Haustaube	0·360	0·058	0·67	0·31	0·14	4-5	50°	$\frac{4}{3}$ G	0·65—079	
Möve	0·110	0·040	0·73	0·35	0·15	2·4-3	50°	$\frac{4}{3}$ G	0·42—052	

Zunächst ist zu untersuchen, wie gross in diesem Resultat der wahrscheinliche Fehler ist. Einwendungen lassen sich machen: 1. gegen die Annahme betreffs Grösse der Flügelbelastung als zu niedrig gestellt; 2. gegen die Grösse des Schlagwinkels. Die Flügelbelastung ist nach einem Koeffizienten $n = 1·5$ berechnet, der einem Verhältniss $\frac{\text{Schlagdauer}}{\text{Hebungsdauer}} = \frac{2}{1}$ entspricht.

Merklich grösser ist dieser Koeffizient nicht. Nach den Experimenten Marey's wäre er für die Taube gleich 1·5, für den Weih 1·6· Marey sagt hierüber: „Besonders ausgesprochen ist die Ungleichheit zwischen Schlag und Hebung bei Vögeln von grosser Flugfläche und geringer Schlagfrequenz." Beim Normalflug hat n wahrscheinlich kleinere Werthe, als Marey sie an seinen in den Experimentir-Apparat eingespannten, verlangsamt fliegenden Versuchsthieren ermittelte. Viel kleiner aber kann der Koeffizient nicht sein, weil dies eine übermässig rasche Hebung und beträchtliche Arbeitsverluste bei der Umsetzung der Flügelbewegung bedingen würde.

Der Schlagwinkel ist schwer zu schätzen, weil er beim Steigen des Vogels oder bei der Verschnellerung des Fluges grösser, beim Sinken und bei Verlangsamung des Fluges kleiner wird und ein genaues Erkennen der Flugrichtung schwierig ist.

Die Schlagwinkel sind daher nach solchen Momenten geschätzt, in denen anscheinend der Vogel ruhig horizontal flog.

Auffallend ist die Grösse der am Storch beobachteten Flugarbeit. Bei einer der Krähe nahe gleichkommenden Flächenbelastung sollte er nach unseren Luftwiderstands-Formeln mit dem nämlichen Arbeitsverbrauch wie die Krähe fliegen.

Nun macht dieser Vogel, wie Jedermann weiss, gewöhnlich einige Flügelschläge rasch hinter einander und lässt sich dann eine Strecke gleiten. Er erzeugt also Arbeit gewissermassen im Vorrath, und wenn, wie geschehen, die Arbeit eines solchen Momentes als Mass für die Flugarbeit genommen wird, muss letztere zu gross gefunden werden.

Der Vortheil dieser eigenthümlichen Flugweise liegt in der leichteren Erhaltung des Gleichgewichtes. Der Storch mit seiner grossen Flugfläche müsste so langsame Flügelschläge machen, wenn diese gleichmässig sich folgen sollten, dass er Gefahr laufen würde, im Hoch- und Tiefstand durch den Luftwiderstand umgeworfen zu werden. Dies ist auch der Grund für den kleineren Ausschlag.

Im übrigen sieht man, wie die kleine und schnelle Möve mit ihren langen und grossen Flügeln mit geringerem Arbeits-Aufwand fliegt, als die schwerfälligeren Krähen.

Als allgemeines Ergebniss folgt:

Die Normalflug-Arbeit ist weit kleiner, als auf Grund der bisherigen Berechnungen angenommen wurde. Kargl berechnete eine Flugarbeit von 8—12 kgm pro Kilogramm Gewicht für einen Adler. Für kleinere Vögel würde sich nach den Annahmen Kargl's allerdings eine geringere

Arbeitsleistung ergeben, die aber doch noch um das 10fache grösser wäre, als die beobachteten Flugarbeiten.

§ 54. Ueber die Grösse des Luftwiderstands-Koeffizienten.

Nunmehr müssen wir unsere eigene Theorie an der Hand der Beobachtungen einer Prüfung unterziehen. Wir bestimmen sonach aus der Grösse der beobachteten Flugarbeit den Luftwiderstands-Koeffizienten und vergleichen denselben mit unserer Annahme, nämlich dass ζ Werthe zwischen 0·12 und 0·25 habe.

Bei dieser Bestimmung dürfen wir mit einem mathematischen Flügel rechnen. Nach § 27 hat ein gar nicht angepasster Flügel, d. i. eine oscillirende Fläche, ungefähr den gleichen Totalwiderstand zu erleiden, wie ein mit gleicher Geschwindigkeit schlagender, im Gleichgewicht der Horizontal-Komponenten befindlicher mathematischer Flügel. Das nämliche gilt auch für einen nur unvollkommen sich anpassenden natürlichen Flügel.

Wir finden also den nämlichen Koeffizienten für den Luftwiderstand, wenn wir auf die Unvollkommenheit der Anpassung nicht Rücksicht nehmen.

Nun ist nach § 23 die Belastung des Horizontal-Profils sehr nahezu die mittlere des Flügels. Der ganze Flügel würde also den nämlichen Widerstand erleiden, wenn er als horizontale Ebene translatorisch mit der Schlag-Geschwindigkeit des Horizontal-Profils S und der Horizontal-Geschwindigkeit v bewegt würde.

Es ist also $W = F\,(v^2 + S^2)\,.\sin\alpha\,.\,\zeta$; hier ist $\operatorname{tg}\alpha = \frac{S}{v}$, folglich α bekannt und $\zeta = \frac{.\,W}{F\,.\,(v^2 + S^2)\sin\alpha} = \frac{W\,.\cos\alpha}{F\,.\,v^2\,.\,\operatorname{tg}\alpha}$.

Um die Schlag-Geschwindigkeit des Horizontal-Profils zu finden, müssen wir dessen Abstand von der Drehachse kennen. Nach § 25 verhält sich der Abstand des Horizontal-Profils zum Abstand des Widerstands-Mittelpunktes von der Drehachse wie die Schwebe-Arbeit zur Gesammt-Flugarbeit, d. i. Schwebe- plus Translations-Arbeit.

Da wir das Verhältniss von Translations- und Schwebe-Arbeit nicht kennen, so machen wir hierbei eine vereinfachende Annahme und setzen den Abstand des Horizontal-Profils gleich demjenigen des Widerstands-Mittelpunktes, müssen daher den Werth von ζ etwas zu klein finden.

Hierbei schliessen wir den Storch aus, dessen Flügel bedeutend stärker abgedreht wird, um den für das Gleiten nöthigen Geschwindigkeits-Vorrath zu beschaffen.

Nachstehende Tabelle giebt das Resultat. Die Horizontal-Geschwindigkeiten entsprechen dem gemächlichen Flug des Vogels und sind eher etwas zu gross als zu klein genommen.

Vogelart	Horizontal-Geschwindigkeit	Luftstosswinkel	Luftwiderstands-Koeffizient	Schlaggeschwindigkeit Sekundenmeter	
				beobachtet	berechnet $\zeta = 0{\cdot}18$
Saatkrähe	6·5	$5^0 56^1 - 7^0 6^1$	1·32—1·10	0·73—0·81	4·19
Nebelkrähe	7	$5^0 37^1 - 6^0 39$	1·40—1·18	0·74—0·82	4·53
Haustaube	8	$5^0 14^1 - 6^0 32^1$	1·41—1·12	0·73—0·92	4·90
Möve	8	$3^0 23^1 - 4^0 50^1$	0·97—0·68	0·47—0·59	2·44

Die Werthe dieser Tabelle sind aus denjenigen der Tabelle in § 53 errechnet. Die Werthe für die Schlag-Geschwindigkeit sind nach der in § 14 entwickelten Formel

$$S = \sqrt{\tfrac{1}{2}\left(-v^2 + \sqrt{v^2 + \left(\frac{2W}{F \cdot \zeta}\right)^2}\right)} \text{ berechnet.}$$

Ueberraschend sind hier 1. die Kleinheit der Luftstosswinkel, 2. die Grösse der Luftwiderstands-Koeffizienten.

Der bei der theoretischen Berechnung angewandte Koeffizient 0·18 ist mit Rücksicht auf die druckvermehrende Krümmung der Flugflächen gewählt. Wie man sieht, sind die wirklichen Koeffizienten viel grösser und wahrscheinlich sogar noch grösser als unsere Tabelle angiebt.

Hierüber wird im nächsten Paragraphen gehandelt werden; zunächst interessirt uns der Einfluss so spitzer Stosswinkel auf den Flug.

Hier zeigt sich, dass die Steigerung der Horizontal-Geschwindigkeit in der zu weit gehenden Verkleinerung der Stosswinkel ihre Grenze findet, nicht im Arbeitsverbrauch. Denn je kleiner die Stosswinkel, um so empfindlicher ist das ganze System gegen Winkelschwankungen der Längenachse, und desto schwieriger ist eine genügend genaue Einstellung der Flächen.

Ferner folgt hieraus, dass Vögel mit heftigem Flügelschlag, das sind solche mit kleinen Flügeln und grosser Belastung, beim Normalflug grössere Geschwindigkeiten erreichen, als grossflügelige Thiere, deren Flügel langsam, also unter spitzem Stosswinkel bewegt werden. Hiermit stimmen auch die Natur-Beobachtungen überein, und wurde besonders von Mouillard geltend gemacht, dass die erreichten Geschwindigkeiten im umgekehrten Sinne wie die Flugflächen sich ändern.

Wie gross indessen die Genauigkeit der Anpassung in der Natur ist, geht daraus hervor, dass bedeutend grössere Flug-Geschwindigkeiten als die angegebenen, in der Natur beobachtet werden. Ich habe Krähen mit ziemlicher Geschwindigkeit einem auf 6 – 8 m Stärke geschätzten Wind entgegen fliegen sehen.

Auf den Flug der Möven scheint eine ziemlich frische Brise gar keinen Einfluss zu üben: so leicht kommen sie dagegen an.

Diese grosse Genauigkeit der Anpassung wird dadurch erreicht, dass die Profile elastisch gegen den Wind drücken und sich selbstthätig einstellen. Eine mechanische Einstellung unelastischer Profile wäre mit solcher Genauigkeit unmöglich.

§ 55. Ueber den Luftwiderstand beim Flug.

Nun sind aber die gefundenen Luftwiderstands-Koeffizienten, selbst wenn man einen erhöhten Luftwiderstands-Koeffizienten, wie geschehen, für das Vogelgefieder gelten lässt, bedeutend (5 bis 7mal) grösser als die bisher für richtig gehaltenen. Entsprechend ergeben sich theoretisch auch Schlaggeschwindigkeiten für die Vögel, die kein Thier hervorzubringen im Stande wäre: die Schlaggeschwindigkeiten sind aber ein Mass der Flugarbeit.

Versuche mit so kleinen Luftstosswinkeln existiren nicht.

Um daher dem Einwand zu begegnen, dass die für v und S gesetzten, den Winkel α bestimmenden Werthe, unrichtig seien, wodurch der auffallende Widerspruch zwischen Theorie und Praxis sich erkläre, wollen wir untersuchen, welchen Einfluss eine unrichtige Schätzung von v und S auf das Resultat hat.

In der Gleichung $\zeta = \frac{W \,.\, \cos\alpha}{F\, v^2 \,.\, \mathrm{tg}\,\alpha}$ können wir $\cos\alpha$ gleich einer Konstanten setzen, da sich sein Werth innerhalb der in Frage kommenden Winkel (zwischen 3 und 10^0) nur um 1·4 Prozent ändert. Dann wird, da $\mathrm{tg}\,\alpha = \frac{S}{v}$, $\zeta = \frac{W}{F \,.\, v \,.\, S}$, wo S die Schlaggeschwindigkeit des Horizontalprofils, d. h. den Sekunden-Kraftweg bedeutet.

Demnach findet sich ζ proportional der Flügelbelastung und die letztere hängt wieder ab von dem unbekannten Intermissions-Koeffizienten. Dies ist aber auf das Resultat ohne Einfluss. Denn wenn wir auf der einen Seite den Werth von n (also W) vergrössert denken, so müssen wir auch hier für S einen entsprechend grösseren Werth setzen, da wir ja damit annehmen, dass der Schlag kürzere Zeit dauere und die Schwingungsdauer aus der Beobachtung bekannt ist.

Ferner ist ζ umgekehrt proportional dem Produkt v . S. Nun sind beide Werthe eher zu gross als zu klein genommen, um nicht zu günstig gefärbte Resultate zu bekommen. Der Schlagwinkel, dessen Grösse nicht genau bekannt ist, und der die Grösse von S in erster Linie mit bestimmt, ist sicherlich beim Normalflug nicht viel grösser als angegeben. Es kann also auch das Produkt v . S nicht um viel zu klein sein: der Luftwiderstand ist vielmehr thatsächlich weit grösser als bisher angenommen wurde.

Diese Beobachtung ist nicht neu. Vor Kurzem wies Herr Lilienthal in einem Vortrag, über den die Zeitschrift für Luftschiffahrt in Berlin referirte, auf den Unterschied hin, der zwischen der errechneten und der beobachteten Flugarbeit bestehe und gab die letztere für eine Taube unter sehr ungünstigen Voraussetzungen für den Vogel auf ca. $\frac{1}{4}$ der rechnungsmässig gefundenen an.

Herr Lilienthal bemerkte hierzu auf Grund von Versuchen, dass die nämliche Erscheinung auch bei technischen Nachahmungen des Flugapparates sich zeige, und zwar auch beim Flug auf der Stelle, wie er sich ausdrückt.

Ich will versuchen, die Erscheinung zu erklären. In § 8 wurde gezeigt, dass nicht nur die direkt von der Luft gestossene Fläche, sondern bei so spitzem Stosswinkel auch die ober- und unterhalb derselben befindliche Luft in Richtung der Normalen der Fläche in Bewegung gesetzt wird und zwar, wie der Versuch lehrt (am besten mit einer vor einem Licht vorbeigeführten Feder), auf ziemlich beträchtliche Entfernung von der Fläche (bis über das 10fache der Flächenbreite). Nun pflanzt sich der Druck in dem elastischen Luftmeer so gut wie momentan fort. Die ganze in Bewegung gesetzte Luftmasse widersteht folglich durch ihre Massenträgheit.

Wenden wir diesen Satz praktisch auf eine Saatkrähe an, deren Flügelspannweite 0.93 ^{m}, deren Flügelbreite 0·20 ^{m} beträgt. Die pro Sekunde in Bewegung gesetzte Luftmasse hat dann bei einer Horizontalgeschwindigkeit von 6 ^{m} eine Länge von 6 ^{m}, eine Höhe = 10 . 0·20 ^{m} = 2 ^{m}, eine durchschnittliche Breite von über 1 ^{m}, weil sich der Luftkeil nach oben und unten in die Breite ausdehnt. Ihr Volum ist also = 12 Kubikmeter und ihre Masse ca. 27 mal grösser als die der Krähe.

Es reicht daher zufolge § 11 hin, dieser Luftmasse einen geringen Anstoss nach unten zu ertheilen, damit der erzeugte Widerstand genügt, den Vogel zu tragen. Die gegebenen Zahlen machen keinen Anspruch auf Genauigkeit; es sollte mittelst derselben nur die Möglichkeit der behaupteten, auf den ersten Blick erstaunlichen Grösse des Luftwiderstandes gezeigt werden.

Wahrscheinlich ist die Höhe des in Bewegung gesetzten Luftkeils von der Bewegungsgeschwindigkeit abhängig, derart, dass beide im gleichen Sinne sich ändern. Bezeichnet f (v) die Funktion der Geschwindigkeit, welche die Höhe des Luftkeils ausdrückt, so ist das Volum derselben, wenn s die Spannweite ist, s . v . f (v).

Der Luftwiderstand wächst dann proportional $v^2 . f(v)$, weil auch der dem Luftkeil ertheilte Anstoss wie v wächst. Dann muss aber logischerweise der Luftwiderstand auch proportional $\sin\alpha . f(\sin\alpha)$ gesetzt werden. Denn für die Stärke des der Luft ertheilten Anstosses ist es gleichgültig, ob derselbe durch grössere Bewegungsgeschwindigkeit oder steileren Luftstoss erzielt wird, so lange nur α absolut klein bleibt. Ueberschreitet der Luftstosswinkel eine bestimmte Grösse, so staut sich Luft vor der Fläche und der Luftwiderstand nimmt bedeutend ab.

Es ist ferner wahrscheinlich, und wird in den nächsten Paragraphen eingehender begründet werden, dass der Luftwiderstand bei den spitzen Luftstosswinkeln des Normalflugs proportional $F^{\frac{3}{2}}$ oder einer diesem Werthe nahe kommenden Potenz von F wächst, also nicht einfach proportional dem Inhalt der Flugfläche, wobei wahrscheinlich die Spannbreite von besonderem Einfluss ist.

§ 56. Flugarbeit bei Aenderung der Dimensionen des Vogels.

Nicht nur für Vervollständigung unserer wissenschaftlichen Anschauungen, sondern auch für den Bau einer Flugmaschine, wenn es sich darum handelt, einen Vogel in vergrössertem Masstab nachzubilden, ist die Frage von höchstem Interesse, wie sich bei Vergrösserung der Dimensionen und sonst geometrisch ähnlichen Verhältnissen die Mechanik der Bewegung und der Arbeitsverbrauch ändert.

Ueber die Aenderung der Flugarbeit bei Zunahme der Dimensionen hat H e l m h o l t z folgendes Theorem aufgestellt:

1. Die Schwebe-Arbeit $A = \sqrt{\frac{G}{F}}$. const., wo G das Gewicht, F die Flugfläche bedeutet (siehe § 12).

Nun ändern sich bei Zunahme der Linear-Dimensionen l das Gewicht proportional l^3, F wie l^2. Somit wächst der Ausdruck $\sqrt{\frac{G}{F}}$ wie $\sqrt{l}$. Bei Zunahme der Linear-Dimensionen müsste hiernach die Flugarbeit, d. i. die Schlag-Geschwindigkeit wie $\sqrt{l}$ wachsen.

Bei Berücksichtigung der Fallverminderung beim Gleiten ist das Ergebniss ein wesentlich anderes.

Es ist $W = F(v^2 + s^2) \sin\alpha \,.\, \zeta$ und da $tg\alpha = \frac{s}{v}$, (die Flugfläche als translatorisch niederschlagende Horizontal-Ebene betrachtet), so ist $W = F \,.\, v^2 \frac{tg\alpha}{\cos\alpha} \,.\, \zeta$. Hier kann $\cos\alpha$ wieder nahezu als Konstante betrachtet werden; dann ist $W = F \,.\, v \,.\, s \,.\, \zeta$.

Für kleine Werthe von α ist also der Widerstand nahezu einfach proportional der Schlag-Geschwindigkeit und umgekehrt: die Schlag-Geschwindigkeit ändert sich proportional der Flächenbelastung, so dass die Schwebe-Arbeit nahezu proportional den Linear-Dimensionen wachsen würde, vorausgesetzt, dass die Horizontal-Geschwindigkeit sich nicht ändert.

Die Schlagfrequenz wäre dann bei grossen Thieren nur sehr wenig geringer als bei kleinen.

2. Die Translations-Arbeit T — vorausgesetzt, dass man dieselbe gleich $f \,.\, v^3 \,.$ const. setzen darf, — wächst bei gleichbleibender Horizontal-Geschwindigkeit wie f, d. i. wie l^2. Und soll das Verhältniss $\frac{T}{G}$ bei Vögeln von verschiedenen Dimensionen dasselbe sein, so muss

$$\frac{f_1 \,.\, v_1{}^3 \,.\, \zeta}{G_1} = \frac{f_2 \,.\, v_2{}^3 \,.\, \zeta}{G_2}$$

sein, und da f proportional l^2, G proportional l^3, so wird

$$v_1{}^3 : v_2{}^3 = l_1 : l_2.$$

Soll also pro Kilogramm Gewicht eine bestimmte Translations-Arbeit aufgewendet werden, so erreicht das grössere Flugthier eine Geschwindigkeit, die wie die Kubikwurzel aus den Linear-Dimensionen wächst.

Arbeitet das grössere Flugthier mit den nämlichen Luftstosswinkeln wie das kleine, so nimmt Schwebe-Arbeit und Schlag-Geschwindigkeit wie $\sqrt{l}$ zu. Um aber gleiche Stosswinkel zu erzielen, muss dann auch v wie $\sqrt{l}$ wachsen und es wird

$$\frac{T}{G} = \frac{f \,.\, v^3 \,.\, \zeta}{G} = \frac{l^2 \,.\, (l^{\frac{1}{2}})^3}{l^3} \,.\, \text{const.} = l^{\frac{1}{2}} \,.\, \text{const.}$$

Dann wachsen also Schwebe- und Translations-Arbeit, d. i. Flugarbeit wie $\sqrt{l}$.

Demnach müsste bei sonst ähnlicher Form der Bewegung:

1. die Horizontal-Geschwindigkeit,
2. der Total-Arbeitsverbrauch wie $\sqrt{l}$ wachsen,
3. die Schlagfrequenz wie $\frac{1}{\sqrt{l}}$ abnehmen.

Wenn hiernach der grössere Vogel dem kleineren ähnlich gebaut sein soll, so müsste sein Arbeits-Vermögen bei gleich gutem Flug $\sqrt{l}$ mal grösser sein, er müsste also eine grössere Muskelmasse haben. Wenn aber die relative Muskelmenge bei beiden Vögeln die nämliche sein soll, so muss der grössere die gleiche Flächenbelastung wie der kleine, daher einen relativ viel grösseren Flügel haben.

§ 57. Müllenhoff's Messungen und Folgerungen.

Nun stimmen aber diese Folgerungen nicht mit den beobachteten Thatsachen überein.

Insbesondere Herr Müllenhoff hat genauere Untersuchungen über die Grösse der Flugflächen, der Geschwindigkeiten und der Flugmuskulatur angestellt und auch die Beobachtungen anderer, besonders Mouillard's, zum Vergleich herangezogen.

Die Resultate dieser Untersuchungen gipfeln in folgenden Sätzen:

Der Vergleich zwischen Vögeln des nämlichen Flugtypus, die aber im Gewicht bedeutende Differenzen zeigen, ergiebt:

1. Die Flugthiere sind im Allgemeinen geometrisch ähnlich gebaut; die Verhältnisse der Linear-Dimensionen sind bei kleinen und grossen Fliegern die nämlichen. Es ist also $\frac{F^{\frac{1}{2}}}{G^{\frac{1}{3}}} = \text{const.}$ Dies Verhältniss heisst Segelgrösse des Vogels.

2. Die Flug-Geschwindigkeiten sind bei kleinen und grossen Vögeln annähernd dieselben.

3. Die Schlagfrequenz bei ungefähr gleicher Grösse der Schlagwinkel, ist umgekehrt proportional den Linear-Dimensionen. Homologe Punkte der verschiedenen Flügel haben also ungefähr die gleiche Schlag-Geschwindigkeit.

4. Die Flug-Muskulatur nimmt bei grösseren Vögeln eher ab als zu.

Trotzdem also der grössere Vogel eine höhere Flächenbelastung hat, also mehr Schwebe-Arbeit brauchen sollte, wird an ihm doch keine entsprechend höhere Schlag-Geschwindigkeit und keine grössere Flug-Muskulatur beobachtet.

Dies erklärt Müllenhoff folgendermassen:

Da der Beobachtung zufolge die Vögel gleiche Horizontal-Geschwindigkeiten erreichen, so braucht der grössere Vogel zwar mehr Schwebe-Arbeit, aber relativ weniger Translations-Arbeit als der kleine. Hierdurch gleiche sich die Arbeitsleistung beider nahezu aus.

Dieser Arbeits-Ausgleich kann aber nur in einem einzelnen Falle, keineswegs in allen oder auch nur der Mehrzahl der Fälle erreicht sein.

Vielmehr muss bei grösseren Thieren, wo die Schwebe-Arbeit stark überwiegt, — dies ist schon bei Tauben und Krähen der Fall — die bei Verkleinerung der Dimensionen eintretende Ersparniss an Schwebearbeit dem Vogel mehr nützen als die Vermehrung der ohnehin geringfügigen Translations-Arbeit schadet.

Bei sehr starker Verkleinerung der Dimensionen muss sich dies Verhältniss umkehren.

Letzteren Falles hat die Natur die Treibfähigkeit des Flügels dadurch erhöht, dass sie die aufgedrehten Flächen wegliess. Der Flügel ist dann innen schmal, aussen breit: dies ist der Typus der Insektenflügels.

So lange aber, wie bei den Vögeln, die Flügelbasis breit, die Spitze schmal ist, deutet dies darauf hin, dass die Schwebe-Arbeit überwiegt und es hauptsächlich auf Verminderung dieses Arbeitspostens ankommt.

Als Beweis für seine Theorie macht Müllenhoff geltend, dass kleinere Vögel beim Schlag den Flügel im Allgemeinen mehr vorwärts führen als grössere.

Dies kann in der That so erklärt werden, dass der kleinere Flügel einen verhältnissmässig stärkeren horizontalen Zug auf den Rumpf übe, wodurch eben das stärkere Vorwärts-Ausgleiten aus der Schlagebene veranlasst werde. Die Verstärkung des horizontalen Antriebes ist aber nicht die Folge dieser Bewegung, letztere verursacht vielmehr eher eine Verminderung der Treibfähigkeit.

Ein vermehrter Antrieb kann nur durch vermehrte Abdrehung des Flügels erzeugt werden.

Wenn daher die Zunahme der Translations-Arbeit so bedeutende Differenzen ausgleichen sollte, wie sie dem Helmholtz'schen Theorem zufolge in den Schwebe-Arbeiten auftreten müssten, so müsste der Flügel kleiner Vögel beim Schlag sehr viel stärker abgedreht sein, als derjenige grosser, und dies wäre den Beobachtern sicher nicht entgangen.

Mir scheint der Flügel kleinerer Vögel, z. B. bei Schwalben, beim Schlag nicht wesentlich stärker abgedreht zu werden, als derjenige grösserer, z. B. Möven; und ich halte daher die Müllenhoff'sche Theorie nicht für vollständig.

§ 58. Schlussfolgerung auf das Luftwiderstands-Gesetz.

Der Fehler im Helmholtz'schen Theorem steckt nicht, wie Müllenhoff glaubt, in der Unrichtigkeit der Annahme: „Grosse und kleine Thiere machen ähnliche Flugbewegungen“, da die beobachteten Unter-

schiede in dieser Beziehung einen wesentlichen Einfluss auf den Arbeitsverbrauch nicht haben; er liegt in der Annahme über das Luftwiderstands-Gesetz.

Den Naturbeobachtungen zufolge erzeugen grössere Thiere mit derselben Schlag- und Horizontal-Geschwindigkeit wie kleine grössere Flächenbelastungen.

Hieraus geht hervor, dass die grössere Fläche bei gleicher Geschwindigkeit einen grösseren Luftwiderstand erfährt, als die kleine.

Der Luftwiderstand ist also nicht, wie Helmholtz annimmt, proportional dem Inhalt der Flugfläche F, sondern einer Potenz von F, die sich dem Werth $F^{\frac{3}{2}}$ nähert.

Setzt man den Luftwiderstand proportional $F^{\frac{3}{2}}$ und führt hiernach die Helmholtz'sche Schlussfolge durch, so wird

1. Schwebe-Arbeit $A_S = \sqrt{\frac{F^{\frac{3}{2}}}{G}} \cdot \text{cons} = \sqrt{\frac{l^3}{l^3}} \cdot \text{const.} = \text{const.}$

2. Translations-Arbeit pro Kilogramm bei Erreichung einer bestimmten Geschwindigkeit: $\frac{T}{G} = \frac{f^{\frac{3}{2}}}{G} \cdot \text{const.} = \frac{l^3}{l^3} \cdot \text{const.} = \text{const.}$

3. Flugarbeit pro Kilogramm $\frac{A}{G} = A_S + \frac{T}{G} = \text{const.}$

Hiernach würden bei ähnlicher Gestaltung grosse und kleine Vögel mit demselben relativen Arbeitsaufwand fliegen.

Das Bedürfniss an Muskelmasse wäre für grosse und kleine Flieger das nämliche.

Die Schlagfrequenz ist umgekehrt proportional den Linear-Dimensionen.

Die erreichten Geschwindigkeiten sind für grosse und kleine Flieger dieselben.

Dies ist genau das in § 57 skizzirte Bild, das Müllenhoff auf Grund seiner Naturbeobachtungen von den Verhältnissen giebt.

Dass die Flug-Muskulatur bei kleineren Thieren eher etwas stärker gefunden wurde, ist natürlich; denn diese sind zu viel grösseren Ausnahmsleistungen befähigt.

Nun widerstreitet allerdings die Schlussfolgerung, der Luftwiderstand sei proportional $F^{\frac{3}{2}}$ den bisherigen, auf Grund von Versuchen aufgestellten Annahmen.

Wie schon erwähnt, bestehen aber noch gar keine Versuche mit so kleinen Luftstosswinkeln, wie sie beim Normalflug vorkommen. Ausserdem ist wohl auch der Luftwiderstand nicht genau proportional $F^{\frac{3}{2}}$, sondern einer Potenz mit etwas kleinerem, zwischen 1 und $\frac{3}{2}$ liegenden Exponenten.

Erreicht dieser Exponent nicht den Werth $\frac{3}{2}$, was ich für wahrscheinlich halte, so ist der grössere Vogel in Bezug auf Schwebe-Arbeit noch immer etwas im Nachtheil gegenüber dem kleineren, in Bezug auf Translations-Arbeit aber im Vortheil und seine Flugarbeit ist etwas grösser, als die des kleineren Thieres, wenn er nicht mit grösseren Flügeln ausgestattet ist.

Die bei Vergrösserung der Dimensionen eintretende Vermehrung der Flächenbelastung ist also nicht von so einschneidendem Nachtheil, wie nach dem Helmholtz'schen Theorem geschlossen werden müsste: immerhin muss sie sich, besonders bei sehr starker Vergrösserung der Dimensionen, d. i. bei Flug-Maschinen, störend geltend machen.

Das ganze Luftwiderstands-Problem ist übrigens nicht am Studirtisch lösbar. Die theoretische Behandlung kann nur allgemeine Gesichtspunkte geben: nur der Versuch kann praktisch verwerthbare Ergebnisse liefern.

Die übrigen Verhältnisse des Fluges sind in ihrem Verhalten bei Aenderung der Dimensionen bereits erörtert; wir rekapituliren also:

1. Die Arbeitsverluste beim Umsetzen im Hoch- und Tiefstand nehmen mit wachsender Grösse des Vogels ab, weil bei Zunahme der Dimensionen der Auslauf im Tiefstand einen kleineren Bruchtheil des Schlagwinkels beansprucht, und weil vermöge der grösseren Hebehöhe des Flügelschwerpunktes das aufwärts gerichtete Drehungsmoment bei der Hebung besser ausgenützt sein kann (§ 41 und 42).

Dadurch ist beim grösseren Vogel eine raschere Hebung möglich, als beim kleineren, und der grössere arbeitet mit etwas günstigerem Intermissions-Koeffizienten.

2. Da die Schwankungen des Total-Schwerpunktes dem Quadrat der Schwingungsdauer proportional sind, ebenso die Schwankungen im Gleitwinkel, so sieht man, dass das kleinere Flugthier vermöge seiner raschen Flügelschläge einen weit gleichmässigeren Flug haben wird, als das grössere, und dass die Anpassung in Bezug auf den Gleitwinkel, wie wir beim Storch (§ 53) gesehen haben, eine Verschnellerung der Flügelschläge nöthig macht, durch Einlegung von Gleitpausen unter gleichzeitiger Verkleinerung des Schlagwinkels.

3. Die Arbeitsverluste durch die Rumpfreaktionen ändern sich bei Zunahme der Dimensionen nicht wesentlich. Sie dürften aber bei den mit etwas grösseren und schwereren Flügeln ausgestätteten grossen Vögeln eher zu- als abnehmen.

Hiermit ist die Untersuchung über den Arbeitsverbrauch beim Fluge dem Ende zugeführt.

Als wichtigstes Resultat derselben, wie überhaupt der ganzen Schrift können wir aussprechen:

1. Unsere bisherigen Luftwiderstandsformeln geben den Luftwiderstand viel zu niedrig an; demgemäss berechnet sich nach ihnen ein so hoher Arbeitsverbrauch für den Normalflug, wie er in der Natur keineswegs beobachtet wird.

2. Grosse Flächen erleiden bei spitzen Luftstosswinkeln relativ höhere Drückungen als kleine und zwar nahezu im Verhältniss ihrer Durchmesser.

Anders kann meiner Ansicht nach die Thatsache, dass grössere Vögel mit grösserer Flächenbelastung fliegen ohne entsprechende Vermehrung der Schlaggeschwindigkeit und der Flugmuskulatur, nicht wohl erklärt werden.

IX. Kapitel.

Der Flug ohne Flügelschlag.

§ 59. Das Gleiten.

Nachdem der Flug mit Flügelschlägen genügend durchgesprochen ist, kommen wir zum Flug ohne Flügelschlag, zum Gleitflug.

Beim Gleiten wird die ganze Flugarbeit von der Schwere geleistet. Sie setzt sich zusammen aus Schwebe-Arbeit und Translations-Arbeit. Vermöge einer geringen Vornüberneigung der nach AB bewegten Fläche MN zerlegt sich der totale Luftwiderstand in eine tragende und eine treibende Komponente, welch letztere den Translations-Widerständen das Gleichgewicht hält. Die Sekundenfallhöhe BD, welche ein Mass für die Flugarbeit ist, wird durch die bis c erweitert gedachte Flugfläche MN in zwei Theile getheilt, von denen der untere das Mass für die Schwebe-Arbeit, der obere das Mass für die Translations-Arbeit bildet. Dies erkennt man durch folgende Ueberlegung: Läge MN horizontal und würde mit dem gleichen Luftstosswinkel und der gleichen Geschwindigkeit bewegt, so wäre die Tragkraft der Fläche sogar etwas grösser als in unserem Falle, weil der volle Widerstand vertikal nach oben wirkt, es wäre aber keine Kraft vorhanden, um den horizontalen Widerständen das Gleichgewicht zu halten. Damit also trotz der nothwendigen Vornüberneigung, welche den Luftstosswinkel verkleinert, die Flächen den erforderlichen

Winddruck fangen, muss das System eben um den Geschwindigkeitsbetrag CD rascher fallen.

Auf die Grösse der Gleit-Fallhöhen lässt sich aus den für den Normalflug erhaltenen Daten schliessen. Nach der Tabelle in § 53 lastet beim Schlag auf den Flügeln ein Winddruck gleich $\frac{4}{3}$ des Körpergewichts. Da beim Gleitflug aber die Wirkung nicht intermittirt, so ist der Hebedruck der Flügel hier kleiner, einfach gleich dem Gewicht, und da nach § 55 der Luftwiderstand nahe proportional der Schlaggeschwindigkeit wächst, so ist beim Schweben eine etwa $\frac{4}{3}$ mal kleinere Fallgeschwindigkeit erforderlich, als die mittlere Schlaggeschwindigkeit beim Normalflug ist. Hiernach wäre die Sekundenfallhöhe für eine Saatkrähe 0·55—0·61 m, für eine Nebelkrähe 0·56—0·61 m, für die Haustaube 0·55—0·69 m, für eine Möve 0·35—0·44 m.

Bei verlangsamter Horizontalbewegung erfolgt das Sinken bedeutend rascher, wie die tägliche Beobachtung an Tauben und Krähen lehrt.

Eine sehr eigenthümliche Modifikation des Gleitflugs ist das Stossen, eine von mehreren Raubvögeln bei der Jagd auf Flugwild angewendete Flugweise. Hierbei stürzt sich der Vogel, die Flügel halb eingezogen, mit sausender Schnelligkeit aus der Höhe auf sein Opfer, und die Meister der Kunst, die Edelfalken, fangen selbst auf diese Weise die fluggewandten Schwalben.

Das Verhältniss von Schwebe- und Translations-Arbeit, bei welchem die totale Flugarbeit ein Minimum wird, ist sehr verschieden, und hängt von dem Verhältniss der aktiven und passiven Flächen, von der Form des Rumpfes, der Anpassungsfähigkeit des Flügels etc. ab. Die Horizontal-Geschwindigkeit, bei welcher das Luftschiff am langsamsten fällt, ist also durch Rechnung zur Zeit nicht zu ermitteln. Stellt man aber mit Pénaud das Problem so, dass gefragt wird, unter welcher Bedingung eine gegebene horizontale Strecke a mit dem geringsten Fall zurückgelegt wird, so findet man, sehr spitze Luftstoss- und Flächenneigungswinkel vorausgesetzt, dass für diesen Fall die Schwebe-Arbeit der Translations-Arbeit gleich sein muss.

Für sehr kleine Luftstoss- und Flächenneigungswinkel ist $\cos\alpha$ nahezu gleich 1; ferner kann man auch den Hebeverlust durch die nicht genau horizontale Lage der Flugfläche F vernachlässigen und den Luftwiderstand $W = G$ setzen. Dann wird die Schwebe-Arbeit für die Last G in der zum Zurücklegen der Strecke a mit der Geschwindigkeit v erforderlichen Zeit: $\frac{a}{v}$: $A_S = \frac{a}{v} \cdot \frac{W \cdot \cos\alpha \cdot G}{F \cdot v \cdot \zeta} = \frac{a \cdot G^2}{F \cdot v^2 \cdot \zeta}$ (näherungsweise).

Die Translations-Arbeit T in der Zeit $\frac{a}{v}$, wird, wenn f die reduzirte Querschnittsfläche bedeutet $T = a \cdot f \cdot v^2 \cdot \zeta$.

Differenzirt man die erhaltenen Ausdrücke für Schwebe- und Translations-Arbeit nach v und setzt die Summe der Differentiale gleich Null, so kommt als Bedingung für das Minimum $f \cdot v \cdot \zeta = \frac{G^2}{F \cdot \zeta \cdot v^3}$ und hieraus

$$A_S = T.$$

§ 60. Das Gleiten in wellenförmiger Bahn.

Bei der Gleitbewegung, wie wir sie bisher betrachteten, geht der Vogel in geradliniger Bahn mit gleichförmiger Geschwindigkeit weiter. Nun ist in der Natur ein vollkommen geradliniges gleichmässiges Sinken selten zu beobachten; gewöhnlich beschreibt der Vogel eine gekrümmte, oft wellenförmige Bahn. Vielfach besteht die Meinung, dass manche Vögel sich beim Flug eine Strecke steil abwärts stürzen und, indem sie die erworbene Fallgeschwindigkeit zum Wiederaufsteigen benützen, sich ganz oder doch nahezu eben so hoch heben könnten, als sie gefallen. Dies wäre richtig, wenn die Unterstützung des Vogels unnachgiebig wäre, etwa aus einer Rollbahn bestünde; da aber der Vogel seinen Stützpunkt an der nachgiebigen Luft nehmen muss, so verliert er so viel Höhe gegenüber der Bewegung mit festem Unterstützungspunkt, als er mit den ausgebreiteten Flügeln in dem nachgiebigen Medium gewissermassen einsinkt.

Die im ersten Theil der Schrift gegebenen Grundsätze der Aërodynamik erlauben eine Schätzung des Höhenverlustes. Es ist zufolge § 15:

$$\text{Flugarbeit beim Sinken } A_I = A_S \cdot t_1 - h_1 \cdot G$$

$$\text{Flugarbeit beim Steigen } A_{II} = A_S \cdot t_2 + h_2 \cdot G,$$

wo t_1 und t_2 die Fall- bezw. Steigzeiten, h_1 und h_2 die erreichten Höhenunterschiede bezeichnen. Von der Translations-Arbeit ist vorläufig abgesehen. Soll der endgiltig erreichte Höhenunterschied $(h_1 - h_2) = 0$ sein, so wird

$$A_I + A_{II} = A_S (t_1 + t_2) + G (h_2 - h_1) = A_S (t_1 + t_2).$$

Arbeitsersparniss gegenüber der geradlinigen Bewegung findet also nicht statt und muss der Vogel das, was er beim Sinken an aktiver Arbeit weniger leistet, beim Steigen wieder zusetzen.

Der Vogel ist aber nicht einmal im Stande, durch den wellenförmigen Flug sich endgiltig auf dem Niveau zu halten, auf dem er beim gleichförmigen Sinken bleibt. Denn hierbei arbeitet die ganze Flugfläche mit konstantem Druck und Stosswinkel, also gleichmässigem Kraftweg. Beim wellenförmigen Flug ist aber an den Wellengipfeln, wo die Bahn abwärts gekrümmt ist, die Hebekraft der Flugflächen kleiner als das Körpergewicht, dafür aber in den Wellenthälern grösser. Hier arbeiten daher

die Flächen mit ungleichmässigem Druck und Kraftweg, der Arbeitsverbrauch, bezw. Höheverlust beim Gleiten ist also grösser.

Dies gilt in gleicher Weise für das Gleiten wie für den Flug mit Flügelschlägen, und macht sich um so fühlbarer, je plötzlicher die Richtungs-Aenderungen, je stärker gebuchtet die Wellen sind.

Hieran ändert sich auch nichts, wenn man annimmt, dass der Vogel während kurzer Zeit ganz frei falle, also der Luftwiderstand gleich Null werde, was natürlich in der Praxis unmöglich ist. Dann ist im Wellenthal eine bedeutende Hebekraft erforderlich, um die Wiederablenkung nach oben rasch genug, d. i. ohne bedeutenden Höhenverlust zu Stande zu bringen, was natürlich eine entsprechend grössere Schwebe-Arbeit verbraucht.

Mit der arbeitsparenden Wirkung der „Ressource“ (resurrectio) der französischen Autoren ist es also nichts, und ist zu hoffen, dass endlich derartige, dem genre perpetuum mobile angehörige, Theorien verstummen, die mehr als alles andere dazu beigetragen haben, den Gegenstand in ernsten wissenschaftlichen Kreisen zu diskreditiren.

§ 61. Das Kreisen.

Allein der Segelflug, der Flug ohne Flügelschlag existirt; man kann ihn in Europa an Adlern und Geiern, noch besser an den grossen Aasgeiern Afrika's, am Kondor Südamerika's und am Albatross beobachten. Alle Beobachter stimmen darin überein, dass die Bewegung ohne Flügelschlag beliebig lange Zeit fortgesetzt werden kann, ohne dass der Vogel merklich sinkt, ja dass er dabei oft zu gewaltigen Höhen sich emporschraubt.

Hierbei sind es nicht unmerkliche Zitterbewegungen der Federn, wie man behauptet hat, auch nicht die in langen Pausen vereinzelt folgenden Flügelschläge: überhaupt nicht die eigene Kraft des Vogels, sondern die Bewegung der Atmosphäre, der geschickt ausgenützte Wind ist es, der dem Vogel die Schwebe-Arbeit leistet.

Obwohl dies schon von verschiedenen Seiten richtig hervorgehoben wurde, ist mir doch noch keine vollständige Erklärung dieses Phänomens zu Gesicht gekommen.

Natürlich kann der Vogel in gleichmässig bewegter Luft so wenig schweben, als in ruhiger Luft: sobald er die Geschwindigkeit des Luftstroms angenommen hat, muss er zu Boden fallen und der als Fallschirm wirkende Flugapparat kann diese Bewegung wohl verzögern, niemals gänzlich hemmen. Etwas anderes ist es mit dem Flug in ungleichmässig bewegter Luft.

Die Meteorologie lehrt, dass die Windströmung der Erdreibung halber am Boden stets schwächer ist, als in der Höhe, und dass auch in grösseren Höhen die Windgeschwindigkeiten in gesetzmässiger Weise zunehmen. Ferner, dass der Wind in der Höhe in der Regel seine Richtung ändert, so dass die Richtung höher ziehender Schichten in der Regel nach rechts von derjenigen tieferer abweicht. Auch lehrt schon die tägliche Erfahrung, dass es nichts Veränderlicheres und Ungleichmässigeres giebt, als den Wind.

Wir besprechen demnach zwei Hauptfälle: 1. die Ausnützung von Geschwindigkeits-Differenzen bei gleichbleibender Windrichtung. 2. Die Ausnützung der Richtungsdifferenzen.

Die Ausnützung von Geschwindigkeits-Differenzen geschieht durch das Kreisen. ABC stellt von der Seite gesehen die Flugbahn eines kreisenden Seglers vor. Die Windströmung fliesst im Sinne der Pfeillinie oben rascher, unten langsamer. Nun lässt sich der bei A mit einer

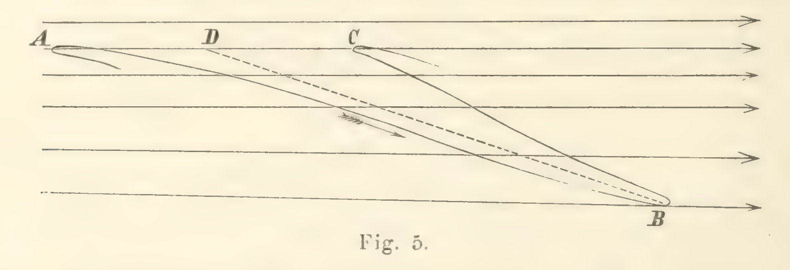


Fig. 5.

bestimmten horizontalen Anfangsgeschwindigkeit zur Luft den Zirkel antretende Segler gegen B herab gleiten. Hierbei tritt er in langsamer fliessende Luftschichten; er besitzt also unten dem Wind gegenüber eine grössere Geschwindigkeit als oben. Dies nützt er aber nicht aus, um seinen Fall zu verlangsamen; denn er muss die Höhen-Differenz von A und B durchlaufen, um die Winddifferenz zu gewinnen, sondern um durch Vornüberneigung seiner Flächen den Luftstosswinkel etwas zu verkleinern und dadurch einen stärkeren horizontalen Trieb zu erzielen. Er vermehrt also seine Horizontalgeschwindigkeit und sammelt Arbeit an. Unten bei B wendet er allmählich gegen den Wind und beginnt wieder zu steigen. Er richtet sich hierbei etwas auf, aber nicht so stark, als dem scheinbaren Ansteigewinkel der Flugbahn entspricht, weil er Wind von vorne hat, also der Ansteigewinkel gegenüber dem Medium ein flacherer ist, als der scheinbare. Hierbei verliert er fortwährend Horizontalgeschwindigkeit, erhält jedoch beim Eintauchen in die rascher fliessenden höheren Luftschichten fortwährend stärkeren Wind von vorne, so dass die Hebung andauern kann und dieselbe, manchmal sogar eine grössere Höhe wie

vorher erreicht wird. Nach Beendigung des Zirkels muss der Vogel seine Anfangsrichtung und Anfangsgeschwindigkeit zur Luft wieder erlangt haben.

Dies Manöver wurde schon von Brehm beobachtet. Er sagt: „An dem kreisenden Adler bemerkt man, ... wie er sich hebt, wenn er dem Wind entgegen schwebt und wie er sich senkt, wenn das Gegentheil stattfindet."

Wenn gegeben ist: die Anfangs-Geschwindigkeit des Vogels zur Luft gleich v und die Wind-Differenz d zwischen A und B, so lässt sich der für den Vogel erwachsene Arbeitsvortheil berechnen. Bei A hat der Vogel von der Masse m gegenüber der Luft die lebendige Potenz $\frac{1}{2} m v^2$, bei B eine lebendige Potenz $\frac{1}{2} m (v + d)^2$.

Der Energie-Zuwachs P ist daher

$$P = \frac{1}{2} m (v + d)^2 - \frac{1}{2} m v^2 = m (v + \frac{1}{2} d) . d.$$

Beim Steigen wird die Wind-Differenz noch einmal ausgenützt; es entsteht daher noch einmal der gleiche Arbeitsgewinn für den Vogel, indem er aus der langsam fliessenden in die raschere Luftströmung eintritt. Auf die Gewichts-Einheit reduzirt, ist also der Arbeitsgewinn:

$$\frac{P}{G} = \frac{2 d . (v + \frac{1}{2} d)}{g}$$

Nun ist v das Minimum, (v + d) das Maximum der Geschwindigkeit des Vogels zur Luft. $v + \frac{1}{2} d$ ist daher seine mittlere Bewegungs-Geschwindigkeit. In Worten lautet das Resultat: Der beim Kreisen zu erlangende Arbeitsvortheil ist proportional der mittleren Geschwindigkeit des Vogels und der Wind-Differenz.

Erreicht der Vogel bei diesem Flug wieder sein Anfangs-Niveau und trifft wieder mit seiner Anfangs-Geschwindigkeit dortselbst ein, so hat der Gewinn an Windarbeit gerade genügt, ihm die Schwebe-Arbeit zu leisten. Dann dauert Steigen und Sinken bei gleicher mittlerer Geschwindigkeit gleich lange, weil er die beim Sinken erworbene Horizontal-Geschwindigkeit beim Steigen durch einen ähnlichen, aber umgekehrt folgenden Prozess wieder verliert. Der Vogel würde daher beim Kreisen auf seinen Ausgangspunkt zurückkehren, wenn die mittlere Wind-Geschwindigkeit gleich Null wäre, d. h. wenn der obere Luftstrom bei A die Geschwindigkeit $- \frac{1}{2} d$, die untere Strömung bei B die Geschwindigkeit $+ \frac{1}{2} d$ hätte. Ist letzteres nicht der Fall, so wird der Vogel mit dem Winde treiben, indem sich das Centrum des beschriebenen Kreises mit mittlerer Wind-Geschwindigkeit weiter bewegt.

Nimmt man, um einen Begriff von den erzielbaren Hebungsgrössen zu erhalten, die mittlere Horizontal-Geschwindigkeit auf 15 Sekunden-

meter an, so ergiebt sich für eine ausgenützte Wind-Differenz von 1, 2 und 3 Sekundenmetern ein Arbeitsgewinn von 3·06, 6·12, 9·18 Meter-Kilogramm pro Kilogramm Gewicht.

Nimmt man die Fallhöhe eines solchen Geiers beim Schweben auf $\frac{1}{3}$ m an, bei der grossen Geschwindigkeit eine nicht zu niedrige Schätzung, so könnte der Geier mit Hilfe dieser Arbeitsgrössen, bezw. 9·18, 18·37, 27·55 Sekunden schweben.

Dauert die Zeit eines solchen Kreises länger, so muss der Fehlbetrag an Windarbeit durch Flügelschläge gedeckt werden, währt sie kürzer, so bleibt ein Ueberschuss, der zum Steigen und demnächst zum Raumgewinn in beliebiger Richtung durch Vorwärts-Abwärts-Gleiten verwerthet werden kann.

§ 62. Segelflug in verschieden gerichteten Luftströmungen.

Ein weiterer Gewinn an Schwebe-Arbeit erwächst für den Vogel aus der Benützung verschieden gerichteter Luftströmungen. Bilden die Richtungen zweier in verschiedenen Höhen fliessender Luftströmungen A und B zusammen den Kreuzungs-Winkel η, so hat die obere stärkere Strömung A gegenüber der unteren

1. eine gleich gerichtete Komponente $A \,.\, \cos \eta$,
2. eine senkrecht zu B gerichtete Komponente $A \,.\, \sin \eta$.

Die Geschwindigkeits-Differenz $(A \,.\, \cos \eta - b)$ und die Seiten-Komponente $A \,.\, \sin \eta$ bilden also die verwerthbare Geschwindigkeits-Grösse d.

$$d = \sqrt{(A \,.\, \cos \eta - B)^2 + (A \sin \eta)^2}.$$

Dieser Werth ist in die Formel des vorigen Paragraphen einzusetzen, um die Grösse des Arbeits-Gewinnes zu berechnen.

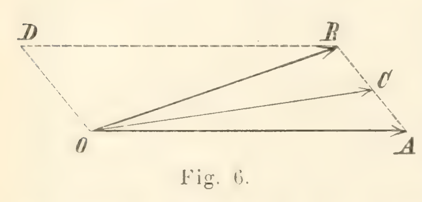


Fig. 6.

Um die hierbei vom Vogel beschriebene Bahn kennen zu lernen, reduziren wir die Aufgabe auf den Fall, dass die mittlere Windgeschwindigkeit gleich Null ist, also der Vogel um einen fixen Punkt kreist. Zu diesem Behufe lassen wir die Strömung A gleich Null werden, müssen aber, damit die Strömungs-Differenz sich gleich bleibt, auch die zu A parallele Komponente der Strömung B um den Betrag A vermindern. Dann erhält die Strömung B die Richtung $OD \mathrel{\hat{=}} AB = d$.

Um daher Richtung und Grösse der für Schwebe-Arbeit verwerthbaren Geschwindigkeits-Komponente zu finden, brauchen wir nur die Endpunkte der beiden vom Kreuzungspunkt O aus in der Ebene der Hori-

zontal-Projektion aufgetragenen Geschwindigkeitsgrössen A und B durch eine Gerade verbunden zu denken. Dadurch erhält man die Differenz d nach Richtung und Grösse. Dieselbe muss man gleichmässig auf die obere und untere Luftschicht vertheilt denken, in die Hälften AC und BC, dann kreist der Vogel um einen festen Punkt C, wie wir dies im vorigen Paragraphen beschrieben haben und zwar um die im Raum schief aufwärts steigende Gerade AB als Haupt-Längenachse. Lassen wir nun die ursprüngliche Windbewegung wieder eintreten, so zeigt sich, dass der Vogel, indem er seinen Kreis beschreibt, mit der aus beiden Strömungs-Richtungen resultirenden Diagonal-Geschwindigkeit und Richtung OC weitergetrieben wird.

Eine weitere Arbeits-Quelle könnte in der wechselnden Stärke des Windes gesucht werden.

Bei abnehmender Windstärke müsste der Segler mit dem Wind, bei zunehmender gegen den Wind ziehen, um Vortheil hieraus zu haben; er könnte dabei im gleichen Niveau bleiben. Wie sollte aber der Segler, besonders ein grösserer Vogel, bei nur einigermassen rasch wechselnden Windstärken seine Flugrichtung schnell genug umkehren können, und wie sollte er vollends den Moment voraus wissen, in dem der Wind nachlässt oder zunimmt?

Ich glaube aus diesen Gründen, dass der Vogel vom Wechsel der Windstärken ebenso oft Schaden als Nutzen hat, und dass er zu seinem Segelflug konstante Windverhältnisse braucht, weshalb die guten Flieger zu derartigen Manövern stets in grosse Höhen emporsteigen, wo die Zufälligkeiten der Erdoberfläche einen minder störenden Einfluss auf die Luftströmung üben.

Man hat mit Recht diese Flugweise Segelflug genannt; denn wenn auch der Vogel nicht gleich dem Segelschiff gleichzeitig in zwei Medien von verschiedener Dichte eintaucht, so taucht er doch in aufeinander folgenden Zeiträumen in Luftströmungen von verschiedener Intensität und Strömungs-Richtung; es kann also thatsächlich eine Segelwirkung auf die Flugflächen stattfinden.

§ 63. Segelflug bei Vögeln verschiedener Grösse.

In der Natur sind nur grosse Vögel gute Segler. Es scheint, als ob ein gewisses Minimal-Gewicht zur Erlangung der erforderlichen Stetigkeit der Bewegung unbedingt erforderlich sei. Diese Thatsache widerspricht höchlich der alten Flugtheorie. Letzterer zufolge sollte eine Krähe mit einer Flächenbelastung, etwa halb so gross wie die des Ohrengeiers, beim Gleitflug viel langsamer sinken als der letztere, folglich auch besser

schweben können. Nun schwebt aber die Krähe fast gar nicht und der Ohrengeier fast immer. Hieraus folgt zweierlei:

1. Dass der Luftwiderstand viel grösser sein muss, als man gewöhnlich rechnet. Denn nach der üblichen Luftwiderstands-Formel würde für den Ohrengeier eine Sekunden-Fallhöhe herauskommen, die ein Schweben oder gar Ansteigen mit den geringen Hebehöhen, wie sie selbst für ziemlich bedeutende Strömungs-Differenzen sich ergeben, ganz und gar illusorisch machen müsste.

2. Der Luftwiderstand wächst nicht proportional dem Inhalt der Flugflächen F — sonst müsste unbedingt die Krähe besser schweben als der Ohrengeier — sondern wie eine Potenz von F annähernd wie $F^{\frac{3}{2}}$.

Die Thatsache des Segelfluges bei den grossen Vögeln bildet somit einen weiteren, starken Beweis für unsere, aus dem Flug mit Flügelschlägen gezogenen Folgerungen bezüglich des Luftwiderstandes.

Man könnte hier einwenden, dass der grosse Vogel durch Vergrösserung seiner Horizontal-Geschwindigkeit sich das Segeln erleichtern könne, da nach § 61 der Arbeitsgewinn beim Segeln proportional der Horizontal-Geschwindigkeit wächst. Dies ist aber ein Trugschluss.

Der Verbrauch an Flugarbeit während eines Kreisfluges von der Dauer t sei A . t. Diese Flugarbeit muss dem Arbeitsgewinn durch das Segeln gleich sein.

$A \cdot t = \frac{2 v \cdot d}{g}$, wo v die mittlere, nicht wie in § 61 die Minimal-Geschwindigkeit bezeichnet. Nun hängt nach § 49 die Zeitdauer eines Kreisfluges ab von der Geschwindigkeit und dem Seiten-Neigungswinkel; es ist $t = \frac{2 v \pi}{g \cdot tg\, \varepsilon}$, folglich

$$A \cdot \frac{2 v \pi}{g\, tg\, \varepsilon} = \frac{2 v \cdot d}{g} \text{ und hieraus}$$

$$A = \frac{d \cdot tg\, \varepsilon}{\pi}.$$

Nun setzt sich A zusammen aus einer vertikalen Arbeits-Komponente A_1, welche die Flugarbeit leistet, und einer Seiten-Ablenkungs-Komponente U: es ist $A = A_1 + U$ und $U = A_1 \cdot tg^2 \varepsilon$ (§ 19)

$$\text{und hieraus } A = A_1 (1 + tg^2 \varepsilon) = \frac{A_1}{\cos^2 \varepsilon} = \frac{d \cdot tg\, \varepsilon}{\pi}$$

$$A_1 = \frac{d \cdot \sin 2\varepsilon}{2 \pi}.$$

Aus dieser Gleichung ist v ganz fortgefallen. Ob derselben genügt werden kann, hängt nur von der Grösse der Wind-Differenz d und dem Seiten-Neigungswinkel ε ab.

Je grösser der letztere ist, desto rascher wird der Kreis vollendet und desto weniger Schwebe-Arbeit während desselben verbraucht. Die Vergrösserung der Seitenneigung findet aber darin eine Grenze, dass die hierdurch veranlassten Verluste an Hebekraft den Bedarf an Schwebe-Arbeit wesentlich steigern, wodurch der Vortheil der häufigeren Wiederholung des Kreisfluges wieder aufgewogen wird. Ein Maximum wird A_1 für $\varepsilon = 45^0$.

Bei Erklärung der Thatsache, dass grössere Vögel zum Segelflug besser befähigt sind als kleine, müssen wir aber noch andere Verhältnisse in's Auge fassen.

1. Der grössere Vogel fliegt mit einem verhältnissmässig geringeren Aufwand an Translations-Arbeit, weil sich in Folge seiner relativ kleineren Oberfläche die Horizontal-Geschwindigkeit besser erhält. So ist der Luftwiderstand bekanntlich für ein kleines Infanterie-Geschoss ein weit empfindlicheres Translations-Hinderniss, als für ein Geschoss aus einem Feld- oder gar einem schweren Festungs-Geschütz.

2. Die Flug-Muskulatur des kleinen, an lebhafte Bewegung gewöhnten Vogels ermüdet durch das starre Stillhalten des Flügels viel rascher als diejenige grösserer Vögel, die nur langsame und schwerfällige Flügelschläge machen. Andererseits vermeidet ein grosser Segler, wenn möglich, den anstrengenden Flug mit Flügelschlägen.

X. Kapitel.

Verschiedene Flugformen und Typen.

§ 64. Beschleunigter, verlangsamter Flug.

Nachdem die beiden Haupt-Flugformen, der Flug mit und ohne Flügelschlag, besprochen sind, bleiben die Modifikationen und Zusammensetzungen zu erörtern, wie sie den abwechslungsreichen natürlichen Flug bilden.

Wir beschränken uns hierbei auf eine kurze Charakteristik der hauptsächlichsten Fälle und wenden uns zunächst dem beschleunigten Fluge zu.

Beim beschleunigten Flug braucht der Flügel einen etwas kleineren Grundwinkel, aber eine stärkere Abdrehung der äusseren Partien, weil die Translations-Arbeit zunimmt. Diesen Bedingungen wird durch Verringerung des Gleitwinkels am einfachsten entsprochen. Dabei nimmt die Schlag-Geschwindigkeit zu, die sämmtlichen Luftstosswinkel sind kleiner, d. h. die Flächen stehen etwas näher am Wind, der Flügel ist empfindlicher gegen Anpassungsfehler. Soll eine besonders grosse Horizontal-Geschwindigkeit erreicht werden, so wird die Flügelbasis etwas stärker als gerade nöthig abgedreht, so dass sie beinahe horizontal liegt. Dann arbeiten hauptsächlich die äusseren Partien des Flügels und zwar unter vermehrtem Druck und mit grosser Schlag-Geschwindigkeit. Der Flügel übt dann einen stärkeren Zug auf den Rumpf, braucht aber mehr Arbeit als der mathematische Flügel, weil der Winddruck mehr auf den äusseren Partien des Flügels lastet.

Beim verkürzten Flug muss umgekehrt der Gleitwinkel grösser sein, als beim Normalflug. Der Vogel stellt sich hierbei dadurch steil, dass er die Flügel mehr im Bogen nach vorne herumführt. Die Flügel-Drehachse ist dabei mit aufgerichtet; der Flügel schlägt nach unten und stark nach vorne, der Bewegungs-Richtung des Systems entgegen.

Die Translations-Arbeit ist klein, die Schwebe-Arbeit und die totale Flugarbeit aber grösser als beim Normalflug, wie das heftige Flattern langsam fliegender Vögel beweist. Die Anpassung des Flügels ist schwieriger, weil der grössere Grundwinkel des Flügels eine viel stärkere Krümmung desselben bedingt, und arbeitet der Flügel auch hier mehr mit den äusseren Partien.

Wird die Flug-Geschwindigkeit kleiner und kleiner und zuletzt gleich Null, so richtet sich der Vogel mehr und mehr auf, die Flügel schlagen zuletzt fast wagrecht nach vorn und wirken während des Schlages wie eine Hubschraube, indem Auf- und Rücktrieb erzeugt wird. Beim Rückschlag wird der Flügel stark aufgedreht; die Profile der Hand sind oft vertikal, oft, indem die Schwungfedern klaffen, sogar „überdreht“, d. h. sie schauen mit der Unterseite nach oben und vorne. Hierbei erleidet der Flügel einen nach vorn und oben gerichteten Rücken-Widerstand. Dies beweisen unter anderen die Moment-Photographien von Anschütz.

Die Widerstände beim Rückschlag sind überhaupt um so grösser, je kleiner die Horizontal-Geschwindigkeiten sind. Dies ist ein Uebelstand, weil hierdurch die Intermissions-Koeffizienten sich vergrössern und weil der Flügel an der Rückseite für den Luftwiderstand ungünstig geformt ist, folglich der etwaige Nutzeffekt dieses Rückenwiderstandes mit einer bedeutenden Schwebe-Arbeit erkauft werden muss.

Ausserdem ist aber die Umsetzung der Bewegung im Hoch- und Tiefstand mit um so mehr Arbeitsverlust verbunden, je weniger, mangels der Translation, der Flügel als Drachenfläche durch den Luftwiderstand gehoben wird. An auf der Stelle flatternden Tauben sieht man deutlich, wie zu Beginn der Hebung die äusseren Partien noch abwärts gehen, während die Basis bereits empor gezogen wird, wie sich also der Flügel unter der Gewalt der Hebemuskulatur förmlich biegt.

Die starke Aufrichtung der Flügel-Drehachse, vermöge deren der Flügel als Hubschraube wirkt, hat den Zweck, allzu stumpfe Luftstosswinkel zu vermeiden, d. h. eine breitere Luftsäule zum Tragen mit heranzuziehen. Dann würde der Vogel mit horizontalen Flächenprofilen gerade nach unten schlagen, so würde er nicht nur auf eine ganz schmale Luftsäule treffen, sondern hätte auch beim Rückschlag einen den Vogel niederdrückenden Rücken-Widerstand zu überwinden.

Bei senkrechtem Luftstoss ist den bisherigen Versuchen zufolge der Widerstand proportional dem Inhalt der Arbeitsfläche F. Mit Abnahme der Stosswinkel wird dies anders, indem bei sehr spitzem Luftstoss der Widerstand wie $F^{\frac{3}{2}}$ wächst.

Nun ist trotz allem der Luftstosswinkel beim Flug auf der Stelle ein ziemlich bedeutend grosser: Hier wächst der Widerstand also mehr proportional F und gelten die hierauf fussenden Folgerungen des Helmholtz'schen Theorems. Das heisst beim Flug auf der Stelle ist die Schwebe-Arbeit wesentlich von der Flächenbelastung abhängig und der kleinere Vogel ist dem grösseren gegenüber weitaus im Vortheil.

Deshalb kommt der verkürzte Flug, das Flattern auf der Stelle, nur bei kleinen und mittelgrossen Vögeln, bis etwa zur Grösse einer Taube, noch regelmässig vor. Bei Möven sieht man den Flug auf der Stelle, das sogen. „Rütteln", noch ausnahmsweise, bei grösseren Vögeln niemals.

An Tauben hat man die beste Gelegenheit, die verschiedenen Formen des verkürzten Fluges und den Uebergang in den Normalflug in nächster Nähe und mit Musse zu studiren.

§ 65. An- und absteigender Flug.

Will der Vogel unter einen bestimmten Winkel zum Horizont steigen, so muss der Profilwinkel der Flügelbasis um den Ansteigewinkel zunehmen.

Nach § 29 bedarf es dann einer stärkeren Flügelkrümmung und höherer Schlaggeschwindigkeit. Die Anpassung ist hierbei schwieriger und der Hauptwinddruck liegt mehr in den äusseren Partien des Flügels.

In Folge dessen nimmt die Schlagfrequenz weniger zu, als dies beim mathematischen Flügel der Fall sein würde, dessen Kraftmittelpunkt in der Mitte liegt. Denn der an grösserem Hebelarm bewegte Kraftmittelpunkt des natürlichen Flügels erreicht einen geforderten Zuwachs an Schlaggeschwindigkeit schon bei geringerer Vermehrung der Schlaggeschwindigkeit des Flügels.

Beim Ansteigen verändert sich aber auch der Intermissions-Koeffizient, da die Hebung nicht im gleichen Masse schneller wird, als der Flügelschlag. Der Koeffizient wird also grösser, d. h. ungünstiger.

Aus diesem Grunde, und um seine Flugfläche voll ausnützen zu können, steigt der Vogel häufig nicht mit gleichmässigen Flügelschlägen, sondern gewinnt durch ein paar heftige Flügelschläge an Horizontalgeschwindigkeit, er nimmt gewissermassen einen Anlauf, und steigt dann unter leichter Aufdrehung seiner Flugfläche. Dann folgt wieder eine Pause mit horizontalem Flug: der Vogel steigt also in Absätzen und erreicht dadurch eine gleichmässigere Ausnützung seiner Flugfläche.

Bei steiler ansteigendem Flug mit verkürzter Horizontalgeschwindigkeit richtet sich der Vogel stark auf; der Flügelschlag erfolgt in einer mehr und mehr sich horizontal stellenden Ebene: der Flügel wirkt als Hubschraube wie beim Flug auf der Stelle (§ 64).

Diese Flugweise findet man nur bei kleineren, höchstens noch mittelgrossen Vögeln. — Ob sie nicht vorübergehend auch beim Uhu zu beobachten ist, weiss ich nicht, halte es aber für möglich. Die Steigfähigkeit kleinerer Thiere ist eine erstaunliche. So sieht man Tauben in wenigen Sekunden vom Boden bis zur Spitze eines 10 ^{m} hohen Giebels sich erheben; kleinere Vögel leisten noch mehr.

Grösseren Vögeln macht das steile Ansteigen grosse Schwierigkeit, speziell das Auffliegen vom Boden. Hierbei kann sich der grosse Flieger nicht so steil aufrichten, wie der kleinere, weil bei seinen langsamen Flügelbewegungen ein merkliches Schwanken der Maschine eintreten müsste. Deshalb muss der Vogel den Flügel mehr senkrecht nach unten schlagen, ist also genöthigt, mit mehr senkrechtem Luftstoss zu arbeiten. Hierbei kommt aber der Nachtheil der grösseren Flächenbelastung derart zur Geltung, dass grössere Vögel ohne Horizontalgeschwindigkeit, d. i. ohne einen Anlauf, überhaupt nicht auffliegen können.

Störche leiten den Abflug vom Boden durch eine Reihe immer grösser werdender Sprünge ein. Der Albatross, der Riesensturmvogel nehmen einen Anlauf über die Meeres-Oberfläche hin und erheben sich dann sehr langsam.

Hierbei wenden sich die Vögel sämmtlich zunächst gegen den Wind, der ihnen die Translation ersetzt, und schlagen erst später die ursprünglich beabsichtigte Richtung ein. Ferner vermeiden grosse Vögel, wenn möglich, den Abflug vom Boden und wählen ihre Sitzplätze auf Bäumen oder Felsen. Beim Abflug von einem solch erhabenen Punkt lässt sich der Vogel eine Strecke weit steil herabfallen. Hierbei wirkt die vornübergeneigte Flugfläche vorwärts ablenkend, und setzt die Fallgeschwindigkeit in Horizontalgeschwindigkeit um. Der Abstoss von einem erhöhten Punkt in ähnlicher Weise wie ein kopfüber ins Wasser sich werfender Schwimmer vom Sprungbrett sich abstösst, ist bei Gross und Klein die beliebteste Einleitung des Fluges.

Der Schräg-Abwärtsflug bietet nichs btesonders Merkwürdiges. Indem die Flügelschläge schwächer und kürzer von Dauer, die Gleitpausen länger werden, geht der Flug allmählich in den Gleitflug über.

Beim Niederlassen auf einen bestimmten Punkt geht der Vogel im Gleitflug, der bei kleinen Vögeln noch durch Flügelschläge unterstützt wird, vorwärts abwärts und hebt im geeigneten Moment seine Horizontalgeschwindigkeit durch ein paar kräftige Flügelschläge auf. Liegt der erwählte Sitzplatz erhaben, so lässt sich der Vogel häufig erst etwas tiefer fallen und benützt den Rest von Horizontalgeschwindigkeit, um sich zu dem Sitzplatz wieder zu heben. Dann genügen ein bis zwei schwache Flügelschläge, um vollends zur Ruhe zu gelangen. Dies Manöver kann man an Krähen sehr häufig beobachten.

§ 66. Einfluss der Flügelform auf den Flug.

Von vielen Seiten wurde schon auf die Verschiedenheit in den Flügelformen hingewiesen, und mehrfache Versuche gemacht, den Einfluss der Flügelform auf die Art des Fluges und des Arbeitsverbrauches zu bestimmen.

Unter den grösseren Vögeln unterscheidet man zwei Haupttypen:

1. Die Flieger mit langen und schmalen Flügeln, die Meeresflieger, von Mouillard Möventypus genannt. Hierzu gehören die verschiedenen Mövenarten Fregatvögel, Sturmvögel. Diese Thiere sind zum Kampf mit stürmischen Winden besonders geschickt.

2. Die grossen Segler, deren Jagd- und Nahrungsgebiet das Festland ist, man könnte sie Landflieger nennen. Diese haben kürzere, breitere Flügel. Hierzu gehören Geier und Adler. Heftige Winde beeinträchtigen ihren Flug in viel höherem Grade, als den der langflügeligen Thiere.

Die Eigenthümlichkeiten der beiden Typen sind in die Augen springend; es ist indessen bei der Mangelhaftigkeit unserer Kenntniss des

Luftwiderstandes zur Zeit nicht möglich, die beobachteten Unterschiede so scharf als wünschenswerth wäre, zu begründen.

Ich will hier zusammenstellen, was man darüber weiss.

1. Der schmale und lange Flügel ist verkürzungs- und torsionsfähiger. Der Vogel kann also die dem Wind gebotene Fläche in weiteren Grenzen vergrössern oder verkleinern; ferner bleibt der Flügel innerhalb weiterer Geschwindigkeits-Differenzen anpassungsfähig.

2. Der schmale und lange Flügel erreicht mit geringerer Schlaggeschwindigkeit und kleinerem Ausschlag eine bestimmte Peripherie-Geschwindigkeit an den äusseren Partien. Seine Schlagfrequenz ist deshalb geringer, und da auch die Verkürzung der Hebung mehr zu Hilfe kommt, so ist das Intermissionsverhältniss günstiger als beim kürzeren und breiteren Flügel. In Folge dessen braucht der Vogel selbst bei sehr raschem Niederschlag nicht so heftig zu flattern, als der kurzflügelige und deshalb ist ein langer Flügel zur Erzielung grosser Horizontalgeschwindigkeiten geeigneter.

3. Der schmale Flügel braucht die Translation aber auch nöthiger, um den erforderlichen Stützpunkt in der Luft zu finden. Denn unter den „linealähnlichen“ Schwingen weicht beim Niederschlag im Flug auf der Stelle die Luft nach vor- und rückwärts aus. Deshalb sind grosse Meeresflieger am Lande so unbehilflich und wenig aufflugfähig. Dies ändert sich aber, sobald der Vogel im vollen Flug sich befindet. Dann drücken die langen Schwingen eine breite Luftwelle nieder, und der Vogel fliegt eben so leicht, wenn nicht leichter, als seine breitflügeligen Brüder.

Hieraus geht hervor, dass der kürzere und breitere Flügel den Vortheil besserer Aufflugfähigkeit und eines geringeren Verbrauches von Schwebe-Arbeit bei verkürztem Fluge besitzt. Dies ist für die Landflieger auch ein Bedürfniss, da sie häufig in die Lage kommen, in beschränktem Raum und bei Windstille aufzufliegen, wenn sie z. B. vor einem nahenden Feind die Flucht ergreifen.

Mit Bezug auf die Translations-Arbeit ist zu bemerken, dass der längere Flügel eine längere und stärkere Vorderkante haben muss, wodurch natürlich die Vorbewegung verlangsamt wird.

Ueber den Einfluss der Flügellänge auf die Schwebe-Arbeit bei gegebener Flächenbelastung lässt sich eine mathematische Formel zur Zeit nicht geben.

Ueber das Verhalten verschiedener Vögel beim Sturm schreibt Mouillard:

„An der Küste Algiers am Strande wurde ein grosser Adler durch einen schrecklichen Sirocco erfasst und auf die hohe See hinausgetrieben.

Das arme Thier wurde kläglich hin und hergeschleudert. Seine Flügel waren buchstäblich eingezogen. Bei der geringsten Entfaltung von Fläche sah man die kühnsten Schwenkungen im Raum. 100 m Höhe wurden in 5 Sekunden durchmessen. Während einer Viertelstunde fand ein im höchsten Grad aufregender Kampf statt. Was für Bewegungen und Wendungen, welche Thätigkeit entwickelte das mächtige Thier in diesem Kampf gegen den Sturm: und zu gleicher Zeit machten die Sturmvögel und Möven ganz gemächlich und vollständig in ihrem Element Jagd auf den wüthenden Wogen mit einer unbeschreiblichen Leichtigkeit."

§ 67. Verschiedene Flugtypen.

Nachdem wir die Haupt-Flugformen besprochen haben, bleibt noch im Einzelnen der Nachweis zu führen, wodurch die verschiedenen Typen des Fluges sich von einander unterscheiden. Eine erschöpfende Behandlung dieser Frage würde den Rahmen der Arbeit weit überschreiten und können daher nur allgemeine Gesichtspunkte gegeben werden.

Die Flugfähigkeit des Vogels richtet sich nach der Art seines Nahrungs-Erwerbes und seiner ganzen Lebensweise. Vögel, welche ihre Nahrung an bestimmten Plätzen und in reichlicher Menge finden, oder solche, die sie hauptsächlich vom Boden aufnehmen und jahraus jahrein im Lande bleiben, solche fliegen am schlechtesten. Sie haben kurze und schmale Schnellflügel, die auch während des Sinkens mit grosser Heftigkeit schlagen und brauchen zum Flug eine grosse Kraft. Hiezu gehören die Hühnervögel, ferner Enten, Gänse und andere. Vögel, welche trotz ihres kleinen Flügels grössere Wanderungen unternehmen, wie die Wachteln, haben eine besonders kräftige Brustmuskulatur.

Eine grosse Zahl Vögel, darunter die besten Flieger, gehören einer anderen Ordnung an: Bei ihnen dient der Flugapparat zur möglichst raschen und mühelosen Zurücklegung grosser Strecken.

All' diese Vögel haben daher eine grosse Flugfläche, um wenig Schwebe-Arbeit zu bedürfen. Ihre Flugmuskulatur ist dabei eher weniger entwickelt, als die der schlechten Flieger, weil ihr Flügel besser trägt. Die grossen Arten sind gewöhnlich gute Segler, die kleineren fliegen mit einem weichen und regelmässigen Flügelschlag, der beim Sinken in's Gleiten übergeht. Bei ihnen findet sich am häufigsten der Ruderflügel.

Solche Vögel sind die Staaren- und Raben-Vögel, die Störche und Reiher, Geier, Möven und unzählige andere.

Eine dritte Gattung Flieger hat mittelgrosse Flügel bei sehr kräftiger Muskulatur: sie sind für kühne Flugmanöver gebaut. Zur Erreichung

grosser Geschwindigkeiten ist eine allzu grosse Flugfläche nicht förderlich; auch darf der Flügel nicht zu gross und schwer sein, um die beim Flug auf der Stelle oder beim steilen Anstieg erforderlichen raschen Flügelschläge auszuführen.

Dies sind die Jäger, welche Flugwild fangen, also Falken, Habichte und andere Raubvögel; von kleineren die Schwalben und sonstige Insektenfänger.

Ferner gehören zu dieser Gattung noch Tauben und die Schaar der kleineren Waldvögel.

Die kleineren Vögel haben oft eine erstaunliche Kraft, eine grosse Fähigkeit zu Extra-Leistungen, und dieses Uebermass an Kraft spricht sich aus in ihrem regsamen und lebhaften Temperament und macht den Flug ungleichmässig, gewissermassen hüpfend.

Hiermit ist oft eine nur geringe Ausdauer verbunden, ein Punkt, in dem überhaupt die kleinen Vögel von den grossen übertroffen werden.

Im Allgemeinen ist die Arbeitsleistung der Vögel beim Flug bedeutend grösser als diejenige bei der Ortsbewegung anderer Thiere. Ihre Blutwärme ist in Folge dessen höher, ferner Stoffwechsel und Nahrungs-Aufnahme beträchtlicher; die Vögel sind von allen Thieren die stärksten Fresser, besonders die kleinen.

§ 68. Der Flug der Fledermäuse und Insekten.

Werfen wir zum Schluss einen Blick auch auf die nicht dem Vogelgeschlecht angehörigen Flieger, die Fledermäuse und die Insekten, so fällt zunächst ein Unterschied in's Auge: während der Vogelflügel aus einzelnen Theilflächen, Federn zusammengesetzt ist, die unter Umständen eine ventilartige Wirkung äussern, besteht der Flügel der Fledermäuse und Insekten aus einer luftdichten, eine solche Ventilwirkung nicht ermöglichenden Flughaut, bezw. Membran. Ausserdem haben weder Insekten noch Fledermäuse einen Schweif.

Hieraus erklärt sich das Schwankende und Unruhige im Flug der Fledermäuse; ferner ihre Fähigkeit, scharfe Haken zu schlagen; denn der Mangel eines Schweifes erleichtert ein plötzliches scharfes Aufrichten des Thieres, so dass der Flügel mit voller Breite gegen die Luft geht und die Bewegung sehr plötzlich gehemmt wird.

Die Abwesenheit jeder Ventilvorrichtung am Flügel erfordert eine entsprechende Aufdrehung der äusseren Partien des Flügels, beim Schlag also eine grosse Beweglichkeit im Handgelenk, damit Rücken-Widerstand vermieden werde. Dies macht gleichzeitig auch die Fledermaus zum Auf-

flug und zum verkürzten Flug so wenig geeignet, weil ihre undurchlässigen Flügel hierbei einen Rücken-Widerstand unvermeidlich machen,

In wesentlichen Punkten unterscheidet sich der Insektenflug. Die Kleinheit des Thieres ist für den Typus hier das bestimmende Moment.

In Folge dessen ist

1. die Flächenbelastung eine äusserst kleine und der Bedarf an Schwebe-Arbeit gering;

2. die Translations-Arbeit bedeutend. Ausser dem Stirn-Widerstand beginnt sich auch die Seiten-Reibung erheblich fühlbar zu machen.

Der Flügel ist in Folge dessen verhältnissmässig klein und nicht in Theilflächen gegliedert. Er ist sehr aufdrehungs- und wendefähig, und sind wahrscheinlich beide Seiten, die Ober- und Unterseite zum Schlag gegen die Luft geeignet.

Er besteht wie alle anderen Flügel aus einem versteiften Vorderrand und einem nachgiebigen Hinterrand. Eine Anpassung desselben ist in ähnlicher Weise möglich wie beim Vogel.

Um einen dem grossen Translations-Widerstand entsprechenden Antrieb geben zu können, ist der Flügel häufig ruderartig geformt, aussen breit, innen schmal. Hierdurch wird für einzelne Insekten die Erreichung verhältnissmässig grosser Flug-Geschwindigkeiten möglich. Ausserdem wird die Anpassung weniger wichtig, weil ohnehin die Haupt-Arbeit von den äusseren Partien des Flügels geleistet wird. Diese Eigenschaft im Verein mit der geringen Flächenbelastung macht den Insekten-Flügel besonders geeignet zum steil ansteigenden und zum stationären Flug.

Die Flügelbewegung zeigt keine wesentlichen Unterschiede von derjenigen der Vögel. Beim Vorwärts-Flug schlägt der Flügel mehr senkrecht nach unten, beim steil ansteigenden und beim stationären Flug mehr wagerecht nach vorne. Bei letzterem wird sowohl der Vor- als der Rückschlag zur Erzeugung von Luftwiderstand ausgenützt, indem beim Rückschlag der Flügel überdreht wird, wie § 64 beschrieben.

Die Zahl der Flügelschläge ist der geringen Länge der Flügel entsprechend eine erstaunlich grosse.

Setzen wir den Abstand des Kraft-Mittelpunktes bei einem Insekt gleich 5 mm und nehmen eine Schwebe-Arbeit von 0·60 m pro Gewichts-Einheit an, so bekommen wir ca. 120 Flügelschläge in der Sekunde.

M a r e y hat bei Versuchen mit Insekten, deren Flügel an einen bewussten Rotations-Cylinder streiften, folgende Schwingungszahlen erhalten:

Fliege 330, Hummel 240, Biene 190, Wespe 110, Libelle 28 Schmetterling (Kohlweissling) 9.

Obwohl diese Zahlen schwerlich sehr genau sind, geben sie doch einen Begriff von den einschlägigen Verhältnissen.

Es folgt hieraus:

1. Der Arbeits-Aufwand zum Umsetzen der Flügelbewegung muss verhältnissmässig bedeutend sein. Das Insekt braucht daher einen sehr leichten Flügel, wie es ihn in der That besitzt, und ist der ohnehin nur gering belastete Flügel verhältnissmässig klein.

2. Auch ohne Schweif ist die Stabilität der Lage bei so raschen Flügelschlägen genügend gesichert.

Im Allgemeinen folgt: Das Insekt besitzt eine grosse Fluggewandtheit und grosse Bewegungsfreiheit nach der Höhe, ist aber bei seiner grossen Leichtigkeit eine Beute des Windes.

§ 69. Der Flug der Flugmaschine.

Hiermit ist die Untersuchung über die Mechanik des Fluges beendet. Wir haben gezeigt, wie sich alle Erscheinungen ungezwungen aus streng mathematischen Grundsätzen erklären lassen.

Nachdem nunmehr das Zusammenwirken der Kräfte klar liegt, dürften in Zukunft auch genauere quantitative Bestimmungen der Kraft- und Arbeitsgrössen möglich werden; dies ist das Ziel jeder Untersuchung, welche die technische Nachahmung in's Auge fasst.

Für jetzt ist es zwar noch nicht möglich, die Grösse der Flächen und das Arbeits-Erforderniss für eine Flugmaschine genau festzustellen, wohl aber die allgemeine Form und Bewegungsweise des „Typus Flugmaschine“, wenn man so sagen darf.

Bei Besprechung unseres Riesenvogels müssen wir aber, auf die Gefahr hin, der Phantasterei geziehen zu werden, bestimmte Zahlenannahmen machen.

Da mit Zunahme der Dimensionen die Schwierigkeiten erheblich wachsen, muss der Apparat so klein als möglich sein: es ist also zunächst eine Flugmaschine nur für 1 Mann in Aussicht zu nehmen.

Totalgewicht 400 kg, Flügel und Schweif 100 kg, Mann 80 kg, Maschine 220 kg, Flügellänge 6 m, Flügelbreite 3 m, Spannweite ca. 13 m, Schweif (trapezförmig) Länge 3 m, Breite 1 und 3 m, Flügelfläche 30 □m, Schweiffläche 6 □m, totale Flugfläche 36 □m, Flächenbelastung 11·11 kg.

Nun ist das Maximum der zulässigen Flächenbelastung ein gegebenes, wenn die Schwebe-Arbeit auf ein bestimmtes Minimum herabgebracht werden soll. Dieses zulässige Maximum der Flächenbelastung wächst bei Zunahme der Dimensionen, obwohl wahrscheinlich nicht proportional der Lineardimensionen.

Beim Ohrengeier ist die Flächenbelastung 7·323 kg. Derselbe hat eine Flugfläche von 1·113 □m, also ca. 32 mal weniger als unsere Flugmaschine. Hiernach erscheint deren Flächenbelastung mit 11·11 kg ausserordentlich niedrig und die Flügel mehr als hinreichend tragfähig.

Die Flugarbeit sollte demnach die Werthe der Tabelle § 53 noch unterbieten; wir wollen sie gleich 1 m pro Kilogramm annehmen, weil die Unvollkommenheit der Anpassung jedenfalls merkliche Arbeitsverluste nach sich ziehen wird.

Nimmt man die Hebekraft des Flügels zu $\frac{4}{3}$ des Gewichts an, so ergiebt sich eine Schlaggeschwindigkeit im Widerstandspunkt S = 0.75 m, und je nachdem man die Lage des letzteren annimmt, eine Schwingungsdauer von 2·5 — 3 Sekunden, also 20 — 24 Flügelschläge pro Minute bei einem Schlagwinkel von nur 25°.

Diese Schwingungsdauer ist viel zu gross; das Luftschiff würde erheblichen Schwankungen ausgesetzt sein. Es muss daher die schon bei Besprechung der Flugweise des Storches (§ 53) beschriebene Flugweise zur Anwendung kommen, dass etwa drei Flügelschläge mit stark abgedrehtem Flügel in rascherem Tempo folgen, worauf die gewonnene Geschwindigkeit in einer etwas längeren Pause zum Schweben ausgenützt wird.

Der Flug besteht daher in einem ruhigen und langsamen Gleiten, das hie und da von ein paar leichten mit kleinem Schlagwinkel geführten Flügelschlägen unterbrochen wird. Die Horizontalgeschwindigkeit dürfte höchstens 12 m betragen, da die Flugfläche zu gross ist, um grössere Geschwindigkeiten zu ermöglichen. Dies ist bei der Riesengrösse des Apparates eine sehr langsame Bewegung.

Hierbei leistet der Motor eine Arbeit von etwa 5·3 HP, beim ansteigenden Flug würde eine genügende Hebung mit 8 HP erzielt.

Absatzweises Steigen nach § 65 wäre dabei die gewöhnliche Art der Höhengewinnung.

Direktionsveränderungen erfolgen durch Seitenneigung sehr allmählich im grossen Bogen. Nachahmung des Kreisens der Raubvögel erscheint bei gewonnener grösserer Erfahrung durchaus nicht ausgeschlossen, kommt aber erst in zweiter Linie in Betracht.

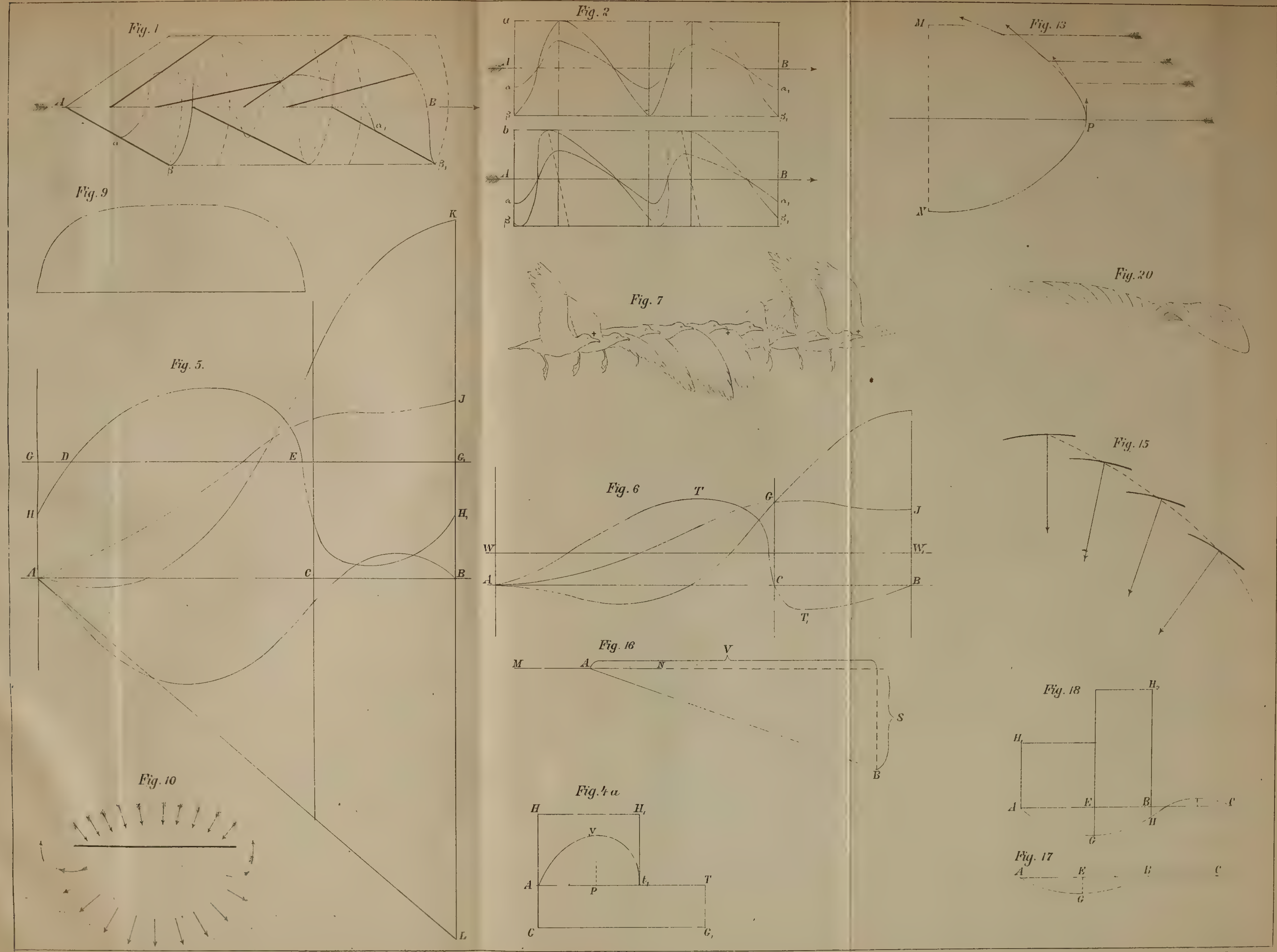
Der Abflug vom Boden wird immer grosse, mit dem Gewicht des Luftschiffes wachsende Schwierigkeiten bieten. Es empfiehlt sich, das Luftschiff von einem hochgelegenen Punkte, wo möglich mit einer gewissen Horizontalgeschwindigkeit und immer gegen den Wind abfliegen zu lassen. Im ersten Moment gewinnt das Luftschiff durch ein paar energische Flügelschläge und indem es vielleicht etwas sinkt, zunächst seine volle Horizontalgeschwindigkeit, worauf dann mit dieser der ansteigende Flug begonnen wird.

Schlusswort.

Und hiermit wären wir an den Punkt gekommen, wo der Uebergang auf das Gebiet der Technik erfolgen müsste. Auf technische Fragen einzugehen, fehlt hier der Raum. Als wichtigstes Resultat der ganzen Untersuchung können wir noch einmal aussprechen: Die auf unrichtige Berechnungen fussende, weit verbreitete pessimistische Ansicht bezüglich der Ausführbarkeit der Flugmaschine ist nicht zutreffend; vielmehr kann die Möglichkeit des dynamischen Fluges ohne übertrieben grossen Arbeitsaufwand nicht geleugnet werden.

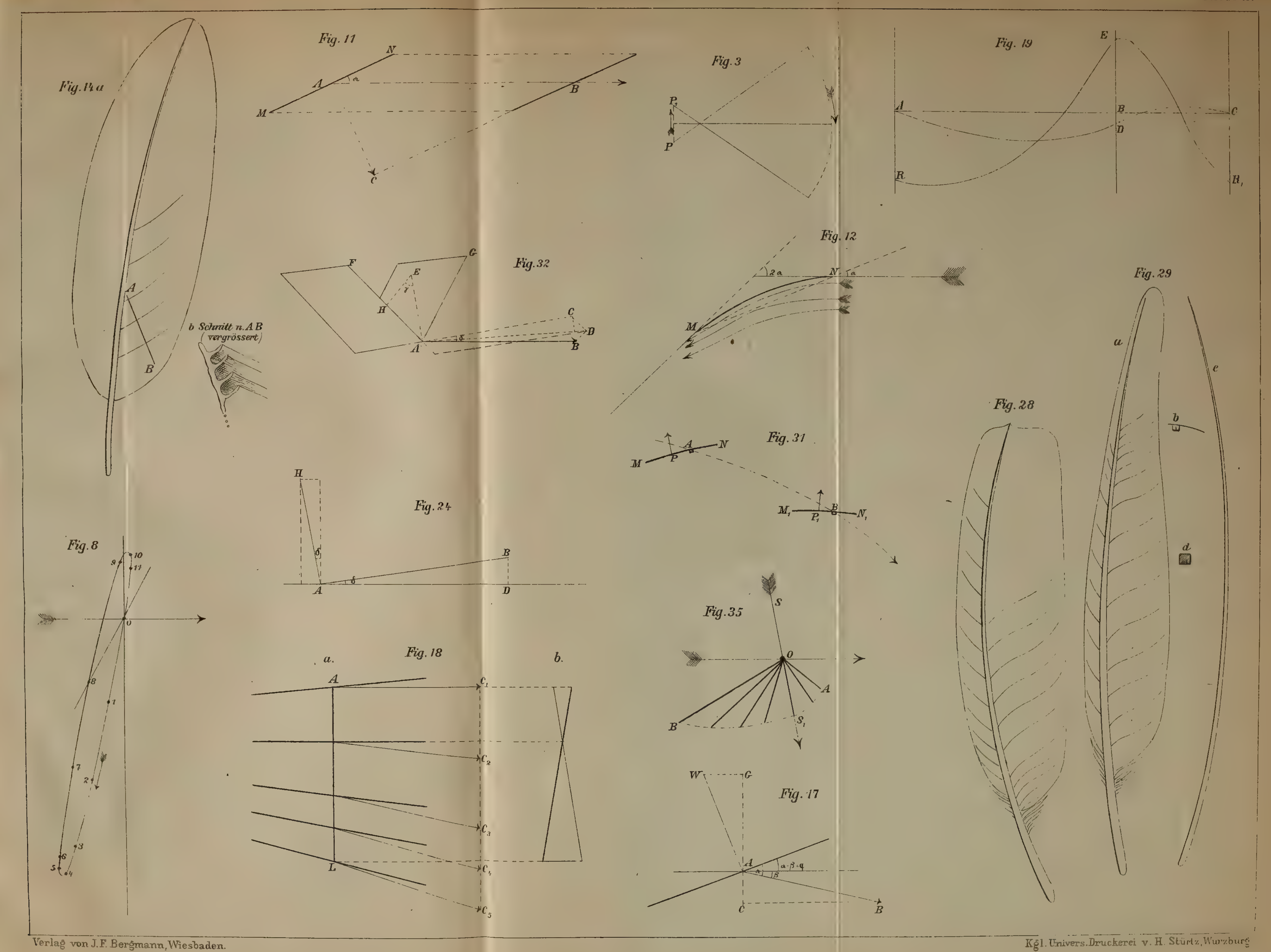
Die Hauptschwierigkeit dürfte nicht in der Konstruktion des Motors liegen, bei dem uns eine umfangreiche Erfahrung zur Seite steht, sondern im Bau des eigentlichen Flugapparates; denn in dieser Richtung wird man eine Industrie erst schaffen müssen.

Wie weit der Weg zum Ziele ist, welche Hindernisse und Gefahren zu überwinden sind, wer vermöchte das jetzt zu übersehen? Nunmehr aber, da klarere Einsicht gewonnen ist, und wir das Zusammenwirken der Kräfte kennen, wird wohl auch die praktische Thätigkeit der Experimentatoren und Konstrukteure mit der Bestimmung genauerer Zahlenwerthe nicht zurückbleiben, und steht zu hoffen, dass es vereinten und planmässigen Bemühungen gelingen werde, einen Erfolg zu erringen und den viel umworbenen Kampfpreis davonzutragen.



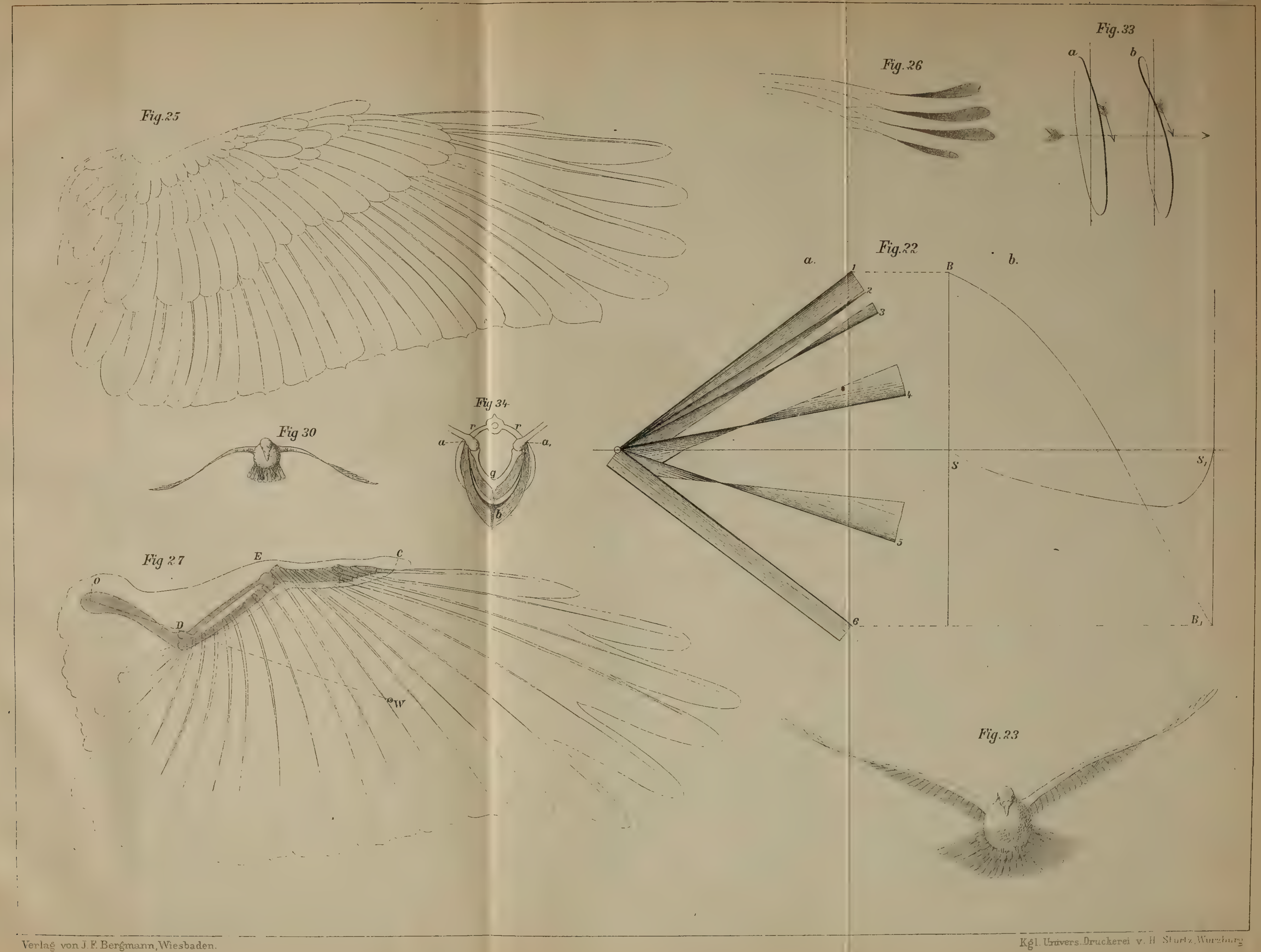
Verlag von J. F. Bergmann, Wiesbaden.
Kgl. Univers. Druckerei v. H. Stürtz, Würzburg





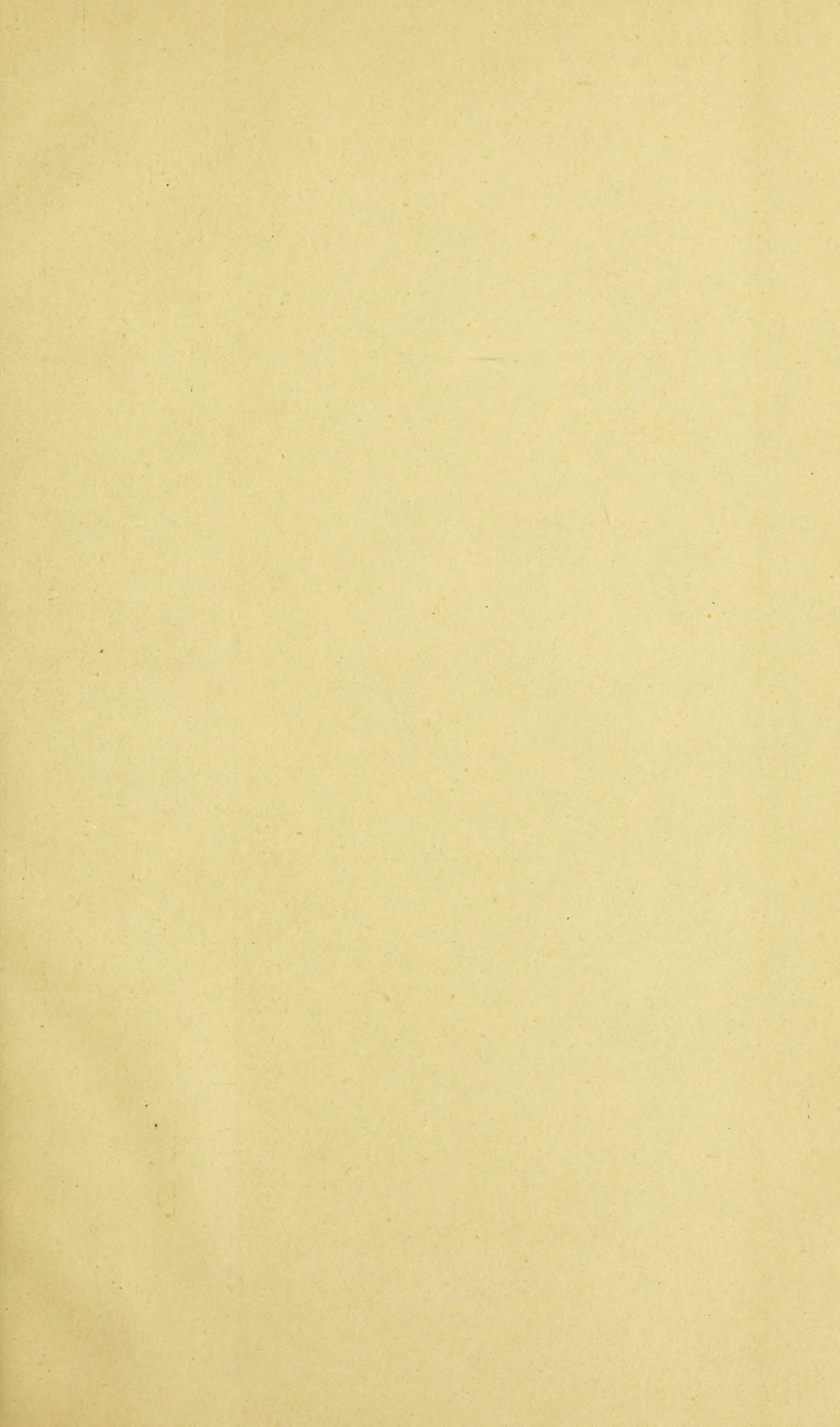
Verlag von J. F. Bergmann, Wiesbaden.
Kgl. Univers. Druckerei v. H. Stürtz, Würzburg



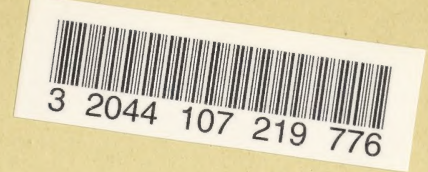


Verlag von J. F. Bergmann, Wiesbaden.
Kgl. Univers. Druckerei v. H. Stürtz, Würzburg








3 2044 107 219 776

